

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Katedra mechaniky

Studie možností manuálního vyrovnání ložiskové skříně turbíny 131-9B APU

Study of Manual Adjustment Possibility for the Turbine
Bearing Support for the 131-9B APU

Student:

Bc. Marek Gebauer

Vedoucí diplomové práce:

Ing. Jan Szweda, Ph.D.

Ostrava 2011

Zadání diplomové práce

Student: **Bc. Marek Gebauer**

Studijní program: N2301 Strojní inženýrství

Studijní obor: 3901T003 Aplikovaná mechanika

Téma: **Studie možností manuálního vyrovnaní ložiskové skříně turbíny 131-9B APU**
Study of Manual Adjustment Possibility for the Turbine Bearing Support for the 131-9B APU

Zásady pro vypracování:

1. Vytvořit adekvátní konečno-prvkový model.
2. Určit rozsah okrajových podmínek a způsob aplikace zatížení pro rovnání skříně.
3. Pro dané vlastnosti skříně stanovit meze přípustných rovnicích sil a deformací s ohledem na docílení výkresové geometrie skříně.

Seznam doporučené odborné literatury:

1. BATHE, Klaus-Jurgen. *Finite Element Procedures*. New Jersey : Prentice-Hall, 1996. 1037 s. ISBN 0-13-301458-4.
2. COOK, R. D., et al. *Concepts and Applications of Finite Element Analysis*. 4th Ed. [s.l.] : John Wiley & Sons, 2002. 719 s. ISBN 0-471-35605-0.
3. COOK, R. D. *Finite Element Modeling for Stress Analysis*. 1st edition. New York : Wiley & Sons, 1995. 320 s. ISBN 0-471-10774-3.
4. KOLÁR, V., NEMEC, I., KANICKÝ, V. *FEM : Principy a praxe metody konečných prvků*. 1. vyd. Praha : Computer Press, 1997. 401 s. ISBN 80-7226-021-9.
5. RAVINDRAN, A.; RAGSDELL, K. M.; REKLAITIS, G. V. *Engineering Optimization : Methods and Applications*. 2nd Ed. New Jersey : John Wiley & Sons, 2007. ISBN 9780470117811.

Formální náležitosti a rozsah diplomové práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.


Vedoucí diplomové práce: **Ing. Jan Szweda, Ph.D.**

Datum zadání: 17.12.2010

Datum odevzdání: 23.05.2011




doc. Ing. Jiří Podešva, Ph.D.
vedoucí katedry


prof. Ing. Radim Farana, CSc.
děkan fakulty

Prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou diplomovou (bakalářskou) práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové (bakalářské) práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě

.....

podpis studenta

Prohlašuji, že

- byl jsem seznámen s tím, že na moji diplomovou (bakalářskou) práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb. – autorský zákon, zejména §35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a §60 – školní dílo.
- беру на ве́домі, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen VŠB-TUO) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě diplomovou (bakalářskou) práci užít (§35 odst. 3).
- souhlasím s tím, že jeden výtisk diplomové (bakalářské) práce bude uložen v Ústřední knihovně VŠB-TUO k prezenčnímu nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího diplomové (bakalářské) práce. Souhlasím s tím, že údaje o diplomové (bakalářské) práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu §12 odst. 4 autorského zákona.
- bylo sjednáno, že užít své dílo – diplomovou (bakalářskou) práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- беру на ве́домі, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě :

.....

Plné jméno autora

Adresa trvalého pobytu studenta: Březová 86
747 44

SEZNAM POUŽITÉHO ZNAČENÍ

Veličina	Označení	Jednotka
\vec{F}_a	Akční síla	[N]
\vec{F}_R	Reakční síla	[N]
m	Hmotnost	[kg]
\vec{w}	Hybnost	[kg·m·s ⁻¹]
t	Čas	[s]
q	Měrné teplo	[J·kg ⁻¹]
u	Měrná vnitřní energie	[J·kg ⁻¹]
a	Měrná práce (jednorázová)	[J·kg ⁻¹]
c_v	Měrná tepelná kapacita za stálého objemu	[J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹]
T	Teplota absolutní	[K]
p_0	Atmosférický tlak	Pa
p	Tlak	Pa
v	Měrný objem	[m ³ ·kg ⁻¹]
i	Měrná entalpie	[J·kg ⁻¹]
a_t	Měrná technická práce	[J·kg ⁻¹]
c_p	Měrná tepelná kapacita za stálého tlaku	[J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹]
r	Měrná plynová konstanta závislá na typu plynu	[J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹]
κ	Adiabatický exponent	[1]
η_t	Účinnost transformace	[%]
$l_{už}$	Měrná užitečná práce	[J·kg ⁻¹]
q_{priv}, q_{odv}	Přívod tepla; Odvod tepla	[J·kg ⁻¹]
σ_{vst}	Účinnost přeměny zachování celkového tlaku	[%]

V_e	Objem jednoho elementu	[m ³]
m_e	Hmotnost jednoho elementu	[kg]
c_{pe}	Měrné teplo jednoho elementu	[J kg ⁻¹ K ⁻¹]
$T1_o$	Teplota prostředí	[°C]
$T2_e$	Teplota taveniny Inconelu 718	[°C]
Qt_e	Potřebné teplo pro roztavení elementu svarové housenky	[J]
Ql_e	Latentní teplo elementu svarové housenky	[J]
q_{718}	Měrné latentní teplo Inconelu 718	[J/kg]
T_{ESH}	Teplota tavení elementu svarové housenky	[°C]
t_e	Čas	[s]
P_{te}	Tepelný výkon elementu	[W]
Q_{Hflux}	Tepelný tok na jeden element svarové housenky	[W/mm ²]
A	Plocha	[mm ²]
μ	Poissonovo číslo	[-]
E	Modul pružnosti materiálu v tahu	[MPa]
α	Teplotní roztažnost	[1/°C]
O_t	Tolerance ovality	[mm]
D_{Ot}	Diference ovality mezi výkresovou max. toleranci. a vypočtenou toleranci	[mm]
σ_{HMH}	Napětí dle hypotézy HMM	[MPa]
u_{CS}	Posunutí uzlů v cylindrickém souřadném systému	[mm]

OBSAH

Úvod	9
1. Společnost Honeywell.....	10
2. Historie a současnost v letectví	15
2.1 Úplně první krůčky	15
2.2 První světová válka	16
2.3 Druhá světová válka	17
2.4 Turbínové motory.....	18
2.5 Bezturbínové motory	25
2.6 Raketové motory	29
2.7 Speciální motory	32
3. Všeobecné znalosti.....	35
3.1 Základní pojmy	35
3.2 Transformace tepelné energie na mechanickou	37
4. Turbínová jednotka APU.....	43
4.1 Úvod.....	43
4.2 Auxiliary Power Unit	43
4.3 Konstrukce APU	45
5. Turbínová skříň APU 131 - 9B	56
5.1 Popis skříně APU 131 - 9B.....	56
6. Vytvoření adekvátního konečno - prvkového modelu a následná analýza geometrie skříně po svařování	59
6.1 Zjednodušení geometrie	59
6.2 Konečno - prvková síť	60
6.3 Typy použitých elementů	62
6.5 Simulace svařování	65
6.6 Okrajové podmínky.....	70
6.7 Výsledky simulace svařování	73
6.8 Analýza zbytkového napětí a pokrivení geometrie suknice po svařování	76
6.9 Závěr	78
7. Analýza vyrovnání ložiskové skříně APU-131 9B	79
7.1 Vyrovnávací mechanismus	79
7.2 Nastavení simulace.....	80
SOLID186:.....	80
SOLID187:.....	81
7.3 Výsledky vyrovnávací simulace	85
7.4 Závěr	89
8. Závěrečné zhodnocení.....	90
9. Seznam použitých zdrojů.....	91
10. Poděkování	95
12. Přílohy	96

ANOTACE DIPLOMOVÉ PRÁCE

GEBAUER, M. Studie možností manuálního vyrovnání ložiskové skříně turbíny 131-9B APU. Ostrava: katedra mechaniky, Fakulta strojní VŠB-Technická univerzita Ostrava, 2011, XX s. Diplomová práce, vedoucí Szweda J.

Byly zadány dva hlavní úkoly diplomové práce. Za prvé určit, zda zbytkové napětí po svařování dílců hraje hlavní roli v pokřivení geometrie suknice turbíny APU 131-9B, jinak řečeno zda-li rozměry překračují stanovenou výkresovou toleranci. Výsledek této simulace pomůže společnosti rozhodnout, je-li potřeba najít jiné technologické řešení pro zkompletování dílců či nikoliv. A druhý úkol, je studie maximálních manuálních vyrovnávacích deformací dílce, pomocí navržených konstrukčních možností dle vlastního uvážení. Tato studie poskytne informace, jak je možno dílec maximálně vyrovnat, aniž by byla porušena jeho celistvost.

ANNOTATION OF THESIS

GEBAUER, M. Study of Manual Adjustment Possibility for the Turbine Bearing Support for the 131-9B APU. Ostrava: Department of mechanic, Faculty of Mechanical Engineering VŠB - Technical University of Ostrava, 2009, XX p. Diploma thesis, head: Szweda, J.

The two main tasks of the thesis were submitted. Firstly, to determine whether the residual stress after welding parts plays a major role in the distortion of the geometry of the skirt turbine APU 131-9B, in other words, whether the dimensions exceed the specified drawing tolerance. The result of this simulation will help to decide if the others technological solutions needs to be find to the complete parts or not. A second task is the study of a manual adjustment of the maximum deflection component, using the proposed design options at own discretion. This study will provide information how can be a part adjusted a manually without violating its integrity.

Úvod

Byl jsem osloven společností Honeywell Aerospace Olomouc s.r.o., zda bych neuvažoval o budoucí profesi v jejich týmu, jelikož tou dobou jsem byl už zaneprázdněn na jiném projektu, nabídl jsem se na spolupráci diplomové práce, nejenom že mi bylo vyhověno, ale zároveň jsem získal spoustu zkušeností a kontaktů do budoucnosti.

V prvních kapitolách jsem zabruslil do historie letectví, tedy dobu kdy letadla byly v plenkách a jen těm největším snílům se mohlo zdát, že by člověk mohl létat v oblacích s ptactvem. Dále rozebírám jednotlivé typy pohonu letadel, jak šel vývoj dopředu. Od kap. 2.4 jsem se soustředil na jednotlivé koncepce turbínových motorů a jejich umístění na konkrétních letadlech, následně rozebírám princip činnosti turbínového motoru včetně základních znalostí z termodynamiky a v poslední 4. kapitole jsem popsal funkci APU jednotky a konkretizoval jednotlivé díly APU jednotky, která je vesměs také turbínovým motorem.

V rámci inovačního procesu turbínové jednotky APU bylo přistoupeno k modifikaci jednoho z jejich dílců, u něhož se vyskytly problémy při komplementaci jednotlivých částí. Přesněji řečeno, mým úkolem bylo objasnit zda obvodové svařování dvou dílců (odlitku a suknice) má značný vliv na pokřivení geometrie koncové části suknice, která je navíc vyztužena obručí. Tolerance geometrie v místě obruče, jež nesmí být překročena, je uvedena na výkrese, příloha č.2. Pokud se zjistí, že po svařování zbytkové napětí ovlivňuje geometrii natolik, že by přesáhla hranici výkresové tolerance, bude nutné navrhnout jiný technologický postup komplementace dílců.

Pokud se zjistí, že obvodové svařování nemá žádný popř. nevýznamný vliv na pokřivení geometrie, je stanoven druhý úkol a to určit maximální rovnací deformace, aniž by došlo k porušení celistvosti materiálu, za pomoci konstrukčních či technologických možností dle vlastního uvážení. Avšak byl kladen požadavek na manuální vyrovnávání, např. pomocí kladiva, roztahovacích přípravků, upínek atd. Tato studie není omezena fantazií, je možno použít nekonečno inženýrských řešení, ale je omezena především termínem odevzdání diplomové práce.

1. Společnost Honeywell

1.1 Úvod

Diplomová práce byla vypracována pro pobočku Honeywell Aerospace Olomouc s.r.o., která se zabývá výrobou a oprav žárových, kompresorových částí, leteckých a turbínových motorů, a proto jsem pokládal za vhodné se o společnosti Honeywell krátce zmínit.

Honeywell, mezinárodní konglomerátní společnosti s hlavním sídlem v městě Morristown (New Jersey) v USA, byla založena v roce 1906 a zaměstnává přibližně 122 000 zaměstnanců včetně 19 000 inženýrů a vědců po celém světě. Schopnost Honeywellu neustále a plynule se zdokonalovat pochází z dvou zdánlivě konkurenčních úkolů na jednu a to produktivita a růst. Soustředit se na kvalitu výrobků a dodávku služeb, pro zákazníky, na trh na světové úrovni v relaci s náklady je priorita číslo jedna [1] [2].

Honeywell se zaměřuje na tyto odvětví [2]:

- Letectví a kosmonautika

Produkty aplikované na všech komerčních a obchodních letadlech, produkty na obranu a na kosmické aplikace



Obr. 1.1.1 [5] Ilustr. foto

- Řešení pro automatizaci a řízení

Produkty pro kontrolu životního prostředí, pro snímání, skenování a zabezpečení všech případů, kde může být ohrožen lidský život.



Obr. 1.1.2 [6] Ilustr. foto

- Speciální materiály

Priorita je snižování emisí, výroba „green“ nafty a benzínu, zvýšení ropných kapacit, rychlost v objevu nových léčiv.



Obr. 1.1.3 [7] Ilustr. foto

- Dopravní systém

Úspora paliva, snížení emisí turbodmychadly, zvýšení bezpečnosti brzdných systémů, dopravní technologie pro zvýšení výkonnosti a účinnosti



Obr. 1.1.4 [7] Ilustr. foto

- Výzkum a vývoj

1.2 Historie

Kořeny společnosti Honeywell sahají hluboko až do roku 1885, kdy vynálezce Albert Butz si nechal patentovat regulátor pece a alarm. Vytvořil „Butz Thermo-Electric Regulator“ 23. dubna 1886 a o několik týdnů později vymyslel jednoduché, avšak geniální zařízení, které pojmenoval „damfer flapper“, volně přeloženo tlumící klapky. Toto zařízení složilo pro automatickou teplotní korekci v pecích, jakmile došlo ke zvýšení teploty uvnitř pece nad stanovený limit, uzavřely se pomocí převodovky, motoru a již zmíněného termostatu vzduchové (tlumící) klapky, oheň byl „přidušen“ a teplota musela klesnout. Za ta léta Honeywell vyvinul a zrealizoval mnoho složitějších „close-loop“ systému [3].

První reklamy představovaly slavný Butzův termostat v roce 1895 pod obchodní značkou Electric Heat Regulator Company. V roce 1898 byla firma koupena WR Sweatt, která změnila jméno na Minneapolis Heat Regulator Company, rozšířila svou produktovou řadu a nechala si patentovat první elektrický motor Underwrites Laboratories [3].

Nezávisle na sobě, během výše zmíněných událostí, v roce 1904 mladý inženýr Mark Honeywell zdokonaloval teplotní generátor jako součást jeho instalatérské a topenářské firmy a o dva roky později se specializoval na horko-vodní generátory pod značkou Honeywell Heating Specialty Co. Incorporated [3].

V roce 1927 tyto dvě společnosti se spojily a pod značkou Minneapolis-Honeywell Regulator Co. (dále MHRC, obr. 1.2.1) se staly největším výrobcem vysoce kvalitních hodiněk. WR Sweatt se stal předseda představenstva a Mark Honeywell prezidentem. MHRC prodává své produkty po celém světě přes své distributory, jako je Yamatake Trading Co. v Japonsku. V roce 1934 začala dlouhá historie globální expanze a první kancelář byla založena v kanadském Torontu, tentýž rok byla založena i první dceřina společnost v Nizozemsku. Do roku 1998 operovala společnost v 95 zemích světa prostřednictvím 83 dceřiných společností a 13 podniků [3].



Obr. 1.2.1[3] Společnost Minneapolis Heat Regulator Company

1.3 Produkty

MHRC investuje ne malé prostředky na své vědecké a technické talenty za účelem přizpůsobit se měnící se době. Vybral jsem pár důležitých historických milníků a rád se s Váma podělím.

V roce 1942 společnost vynalezla elektronického autopilota, který se prokázal být důležitý v americké válce [3].

V roce 1953 se představil na svět „kulatý“ termostat T-86, obr. 1.3.1, který nahradil robustní obdélníkové modely. Jeden ze světově nejznámějších vzorů, jehož pozůstatky dnešní produkce, zdobí zdi domácnosti po celém světě, více než jakýkoliv jiný termostat [3].



Obr. 1.3.1[3] Termostat T-86 z roku 1953

V roce 1954 získala Doelcam Co., výrobce gyroskopů. Společnost průběžně zlepšovala vlastnosti gyroskopů, jako je citlivost a přesnost za účelem snížení velikosti a hmotnosti [3].

V roce 1955 byl založen společný riskantní podnik Datamatic Co. s Raytheon Corp., označením Honeywell – přístup do počítačového obchodu. První počítačový systém D-1000 vážil 25 tun, jeho rozloha byla 557,4 m² a stál 1,5 miliónu dolarů [3].

V roce 1969 pomohl Honeywell Inc. (oficiálně bylo jméno společnosti změněno v roce 1963) dostat, prostřednictvím svých možností, Neila Armstronga a Edwina „Buzze“ Aldrina na měsíc[3].

V roce 1970, Honeywell sloučil počítačové podnikání s General Electric's do Honeywell Information Systems. V roce 1986 se objevil první osobní počítač založený společností Honeywell Bul, globální společný rizikový podnik sdílel s Compagnie des Machines Bull ve Francii a NEC Corp. z Japonska. Do roku 1991 jeho vlastnictví postupně klesalo, až Honeywell přestal v tomto odvětví podnikat [3].

V roce 1986 Honeywell výrazně posílila své postavení v leteckém průmyslu s nákupem Sperry Aerospace [3].

1.4 AlliedSignal

Během světové války Německo hodně kontrolovalo světový chemický průmysl, což mělo za následek nedostatek komodit, jako jsou barviva a léčiva. Na odezvu proti Německu, v roce 1920, washingtonský vydavatel Eugene Meyer a vědec William Nichols vytvořili spojení mezi Allied Chemical & Dye Corp., obr. 1.4.1, jako sloučení pěti amerických chemických společností. V roce 1928 spojenci otevřeli továrnu syntetického čpavku blízko Honeywell, která se v zápětí stala světovým lídrem ve výrobě [3].



Obr. 1.4.1[3] Allied Chemical & Dye

Po druhé světové válce Allied začali vyrábět další nové produkty od pneumatik, oblečení až po chladiva. V roce 1958 se společnost přejmenovala na Allied Chemical Corp. (dále ACC) a přesunula svou činnost do stávajícího sídla v Morristown, New Jersey [3].

V roce 1962 Allied koupil Union Texas Natural Gas, který vlastnil ropu a zemní plyn v celé Americe [3]. Od roku 1979, kdy Edward Hennessy Jr. se stal CEO, Union Texas produkoval 80% z příjmů Allied [3].

V roce 1985 se Allied spojil se Signal Companies (obr. 1.4.2) přidáním leteckých, automobilových a materiálových podniků. Signal Companies přijal své obchodní jméno v roce 1968 po spojení s Garrett Corp., kdy založili leteckou společnost. Původním odvětví společnosti byla produkce ropy a zemního plynu [3].



Obr. 1.4.2[3] Jeden z produktů Signal Companies

V polovině roku 1991, Lawrence A. Bossidy a nové vedení v mnoha klíčových firmách, Allied-Signal začal komplexní program transformace ke zlepšení produktivity, provozní marže a cash flow pro nadcházející roky [3].

V roce 1993 bylo jméno Allied-Signal změněno na AlliedSignal k posílení jedno-firmní image a tím dát najevo úplnou integraci ve všech oblastech jejich činnosti [3].

V roce 1999 AlliedSignal získal Honeywell a převzal jeho více- rozpoznatelný název [3].

1.5 Závěr

V roce 2002 se stal David M. Cote předsedou představenstva a generální ředitel společnosti Honeywell. Během funkčního období Honeywell podal silný výkon v růstu tržeb, zisků na akcích a cash flow. Dnes má společnost velkou a významnou pozici v průmyslu na celém světě s přibližně 50% svých výrobků a řešení, které poskytují energickou účinnost a výhody [2].

Možná v nedaleké budoucnosti uvidím první přistání člověka na Marsu a budu se moci chlubit, že pro tuto společnost, která má nemalý podíl na kosmickém programu, jsem krátce pracoval.

Nezbývá mi než popřát Honeywellu další úspěchy v kontinuálním rozvoji jako doposud.

2. Historie a současnost v letectví

2.1 Úplně první krůčky

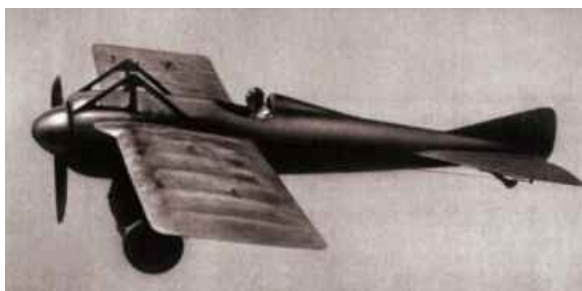
Není neznámo, že prvními průkopníky v oblasti letectví byl bratři Orville a Wilbur Wrightové se svým prvním letadlem schopného řízeného letu Wright Flyer. Jejich krůčky a dlouhé experimenty s drakem Flyerem byly už v roce 1899, ale první skutečné „odražení“ od země se uskutečnilo 14. prosince 1903 na pahorku Kitty Hawk v Severní Karolíně (USA) ze startovací dráhy postavené z kolejnic. Let nedopadl dle jejich očekávání, Flyer uletěl za zhruba 3 sekundy 30 metrů, a byl lehce poškozen, ale bratry jejich mírné zklamání neodradilo, aby 17. prosince téhož roku, nezkusili 30 metrový „rekord“ překonat. Flyer na první pokus nejprve překonal vzdálenost od 37 do 60m do cca 15 sekund, ale na čtvrtý pokus Wilbur uletěl 260m za necelou minutu [10].

Dokážete si představit, v té době, tu neuvěřitelnou euforii obou bratrů. Letadlo, které bylo postaveno z pouhého dřeva a látky, vyztužené několika dráty a pohaněné jednotkou vlastní výroby s výkonem pouhých 9kW (16 k), dokázalo vzlétnout, uletět čtvrt kilometru a přistát na slabinách podvozku, obr. 2.1.1. Dalším problémem Flyeru byla vrtule, systém startovací dráhy, nevyspítatelné počasí, které následujícího dne Flyer poničilo a příliv nadšení pokořit, tentokrát 260 m, byl zmařen. Vztlak, pohon, a celkově základní problematiky letu stroje byly objasněny právě bratry Wrightovými. Francie, Itálie, Německo byly dalšími státy v pořadí, kterým se podařilo vzepřít zemské gravitaci [10].



Obr. 2.1.1[10] Wright Flyer překonává zemskou gravitaci

Už v roce 1912 na oblohách létaly stroje rychlostí přes 200km/h, obr. 2.1.2. Po šesti letech došlo k výraznému pokroku v letectví, avšak rychlost vývoje dosáhla maxima během 1. světové války [10].



Obr. 2.1.2[10] Deperdussin Monococque překonávající 200 km/h

2.2 První světová válka

První světová válka přinesla řadu nových možností řešení draku, mezi nejrozšířenější patřil vyztužený dvojplošník Sopwith Camel F. 1, obr. 2.2.1. Mohl bych pokračovat s celou řadou draku a jejich popisků, co se týče konstrukce té doby, ale můj hlavní záměr je se zabírat pouze prvními agregáty až do doby vzniku prvních proudových motorů.

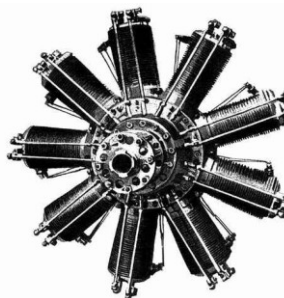


Obr. 2.2.1[10] Stíhačka Sopwith Camel F. 1 s odkrytou částí příhradové konstrukce

Jako první skupinu bych uvedl motory rotační, obr. 2.2.2 a obr. 2.2.3. Jejich typickým znakem bylo uspořádání válců do hvězdy, které rotovali kolem klikové hřídele vetknuté do draku letounu. Nežádoucí vedlejší efekt těchto motorů, vzhledem k hmotnosti a velikosti, byl gyroskopický moment, který neumožňoval kvalitně manévrovat s letadlem při velkých rychlostech, ale naopak velká výhoda byla, že motor fungoval jako setrvačnick, který kompenzoval svůj plynulý chod a snižoval vibrace [10] [11].



Obr. 2.2.2[11] Německý motor Oberursel UR .II



Obr. 2.1.2[10] Motor Clerget

Druhá skupina motorů, které vytlačily rotační motory, byly motory řadové vodou chlazené, obr. 2.2.4 a obr. 2.2.6. Nežádoucí vyšší hmotnost motorů a tím i potřeba robustnějších chladičů byla kompenzována lepším aerodynamickým vestavením do draku a hlavně plynulým nárůstem výkonu. Výkony se pohybovali mezi 100-300kW [10].



Obr. 2.2.2[10] Motor Liberty



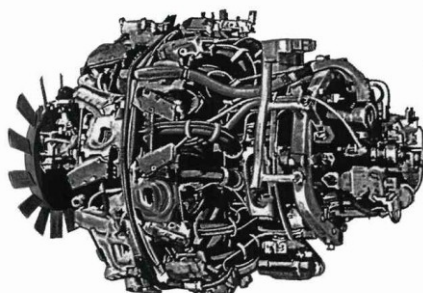
Obr. 2.2.2[10] Motor Hispano

2.3 Druhá světová válka

Hvězdicový (radiální) motor tvarem připomínal rotační motor s rozdílem, že byl pevně ukotven v rámu letadla a klika pohybovala s vrtulí, obr. 2.3.1 a obr. 2.3.2. Rozvody byly OHV a pro vyšší účinnost tyto motory byly chlazené proudem vzduchu usměrněné deflektory (plechy). Nej kvalitnější motor měl výkon až 2700k, obr. 2.3.2. Hvězdicové motory bylo možno konstruovat i jako dvou či víceřadé, pro zajímavost, největší vyrobený motor pro lodní účely měl srdce tvořené 112 pístů v 16 řadách o obsahu 383 litrů [12].

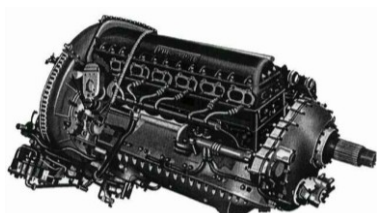


Obr. 2.3.1[12] Motor uložen na dvouplošniku

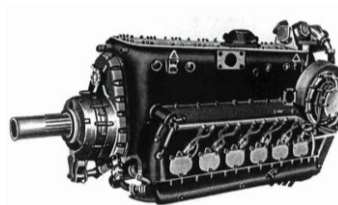


Obr. 2.3.2[10] Motor BMW 801
výkon dosahoval až 2700k

Stejně jako 1. světové válce se létalo s řadovými motory, pokračoval vývoj i v 2. světové válce, obr. 2.3.3 a obr. 2.3.4.



Obr. 2.3.3[10] Rolls-Royce
Merlin. Výkon až 2000k.



Obr. 2.3.4[10] Daimler Benz
DB 605. Výkon až 2000k.

Na konci dvacátých let stíhačky dosahovali maximální rychlosti 300km/h a kolem roku 1944 dokázaly stroje vyvinout rychlost z 550km/h až na 730km/h. Během válek, pístové motory rapidně zvýšili svůj výkon, avšak dosáhli svého maxima. Při rychlosti nad 800km/h byl nárůst odporu vzduchu tak markantní, že při zvýšení výkonů motorů o 1000k by letadlu přidalo na rychlosti jen 60km/h. Jedinou možností jak překonat odpory vzduchu byly motory pracující na principu Newtonova zákona o akci a reakci, čili reaktivní pohony, konkrétně mám na mysli proudové motory [10].

2.4 Turbínové motory

2.4.1 Historie využití tlakové energie

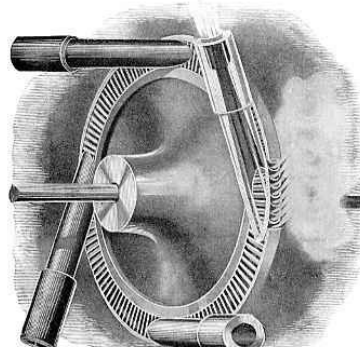
Prvními pokusy využít tlakovou energii media experimentoval antický učenec Heron z Alexandrie se svou vodní párou v baňce před více než 2000 lety, obr. 2.4.1.1 [13]. Jsem si vědom, že tlaková energie vodní páry přímo nesouvisí s tlakovou energií vyvozenou ze spalovacího systému, ale téměř všichni vynálezci vycházeli z poznatků svých předchůdců a snažili se zdokonalit jejich vynálezy na nejvyšší možnou úroveň, aniž by byli omezeni dobou a tehdejšími technologiemi. I moje zkušenost s „G-cooling system“ byla taková.

Mezi významné vynálezce patří [14] [15]:

- 1629 – ital Giovanni deBranca s oběžným kolem pohaněným proudem páry
- 1680 – angličan Isaac Newton a první pokus o parostroj pohaněný tryskou
- 1705 – angličané T. Savary a T. Newcomen a jejich parní motor schopný konat mechanickou práci
- 1791 – John Barber, který si nechal patentovat princip spalovací turbíny, ale praktické využití bylo ještě mnohem daleko
- 1884 – Charles Parsons vynalezl první parní turbínu
- 1888 – Gustav Laval představil světu první rovnotlakou vysoko-otáčkovou turbínu, která dosahovala díky vstupním dýzám 30 000ot/min, obr. 2.4.1.2
- 1902 – Dr. Sanford Moss uvedl do pokusného provozu první plnicí dmychadlo pro pístový motor pohaněné plynovou turbínou
- 1905 – firma Sociétés anonymes des Turbomoteurs vyrobila první spalovací turbínu
- 1909 – inženýr Holzwarth postavil spalovací turbínu se spalováním za konstantního objemu
- od 20. let – Goddard výrazně přispěl do oblasti raketových motorů



Obr. 2.4.1.1[13]
Heronova baňka



Obr. 2.4.1.2[14] Lavalova turbína

Určitě nemohu opomenout alespoň jednoho zástupce z naší země české. Dr. Ing. Havlíček roku 1923 prosadil vznik technické komise a na základech jeho studie byl zkonstruován a postaven první parní vysokotlaký kotel. Pro tento kotel, První brněnská strojírna, postavila roku 1925 vysokotlakou turbínu o parametrech: při teplotě 500°C pára dosahovala 121 ata (atmosférická technická absolutní= cca 117 atmosfér) a při 3000ot/min výkon 20kW [15].

2.4.2 Proudový motor

V mezi válečné době došlo k mnoha pokusům vyvinout reakční pohon, avšak nápady konstruktérů vedly špatnou cestou. Jedním z neúspěšných inženýrů byl ruský aerodynamik V. J. Jurjev, který v roce 1924 se snažil aplikovat „reakční vrtuli“. Jako další, u svého prototypového vrtulníku, se snažil použít podobný princip i ing. Dobelhoff. V roce 1934 si ponechal svůj nápad patentovat italský ing. Campini, který se realizoval až v roce 1940, do letadla Caproni- Campini N-1, obr. 2.4.2.1, bez úspěchu. Lopatkový kompresor nepohání turbína, ale běžný pístový motor. Tomuto stroji bylo toho času dlouho omylem přiřazováno pojmenování „první“ proudové letadlo [15].

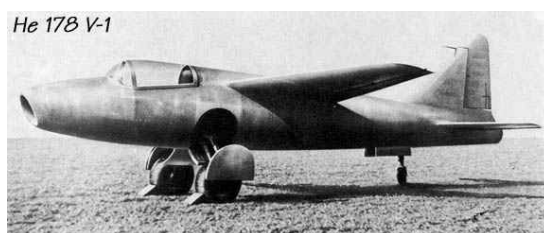


Obr. 2.4.2.1[16] Caproni – Campini N-1

Na opravdu prvním proudovém motoru pracovali nezávisle dva konstruktéři Frank Whittle z Británie a Hans von Ohain z Německa. Frankův motor byl již patentován v roce 1930 a k letovým zkouškám došlo s Glosterem E.28/39 v roce 1941, obr. 2.4.2.2, kdy vzlétl na základně RAF Cranwell. I když Británii měla patent na proudový motor uznaný dříve v boji o titul „prvního vzletu“ vyhrálo Německo, protože svůj Heinkel He 178, obr. 2.4.2.3, se proháněl mezi oblaky už v roce 1939. Asi Vás napadá, že tyto stroje byly využívány během války, ale není tomu tak, vrchní vedení Luftwaffe výkonné proudové letadlo nezaújalo a raději zůstali u svých stíhaček Messerschmitt Bf 109 [18] [19].



Obr. 2.4.2.2[17] Gloster E.28/39



Obr. 2.4.2.1[20] Heinkel He 178

V polovině 30. let byly síly, co se týče vývoje proudových motorů, vyrovnané pro techniky z Německa, Velké Británie, Francie i SSSR. Ale s příchodem války, němečtí technici dostávali velkou podporu a prostředky pro vývoj k udržení prvenství v letectví. Pokud Německo mělo možnost vlastnit nejlepší zbraně, a zabít tak co nejvíce lidí k ovládnutí světa, technici se stávali nosným pilířem [15].

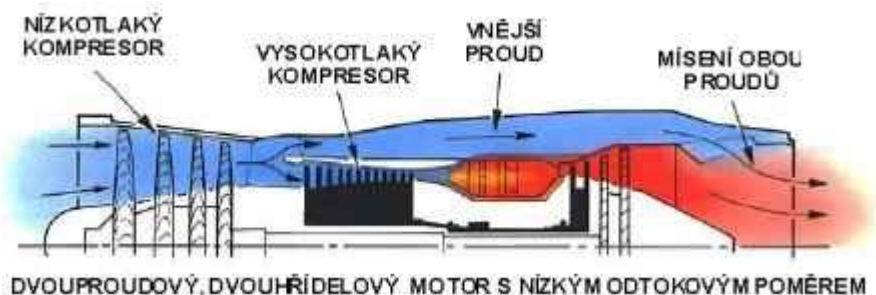
Proudové motory (turbínové) podrobněji rozeberu v kap. 4, dále budu pokračovat popisem konstrukce a funkcí dalších druhů leteckých motorů. Na řadě je turbodmychadlový (dvouproudý) motor.

2.4.3 Turbodmychadlový (dvouproudý nebo by-pass jet) motor

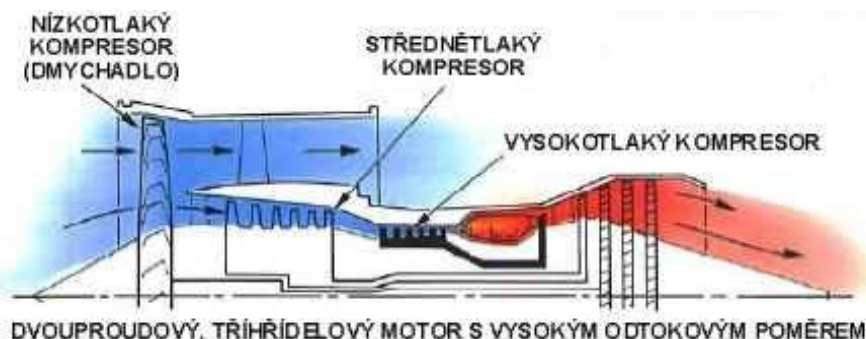
Turbodmychadlový (TD) motor je kombinace ekonomičnosti turbovrtulových motorů při nízkých rychlostech a efektivnost provozu turbokompresorových motorů při vyšších rychlostech.[21]

Tyto motory se začaly objevovat v polovině 60. let a v 80. letech byly montovány do nově projektovaných letounů jako samozřejmost, která dokáže letět až cca 2500km/h. Maximální tah vyvozen přidavným spalováním pro nadzvukové letouny je pro velké bombardéry cca 300kN, cca 150kN pro stíhací letouny a 450kN pro dopravní letouny. Mezi největší výhody velkých dmychadel patří dosažení velkých výkonů (stovek kN) při snižující se spotřebě paliva. Další výhoda, vlivem zvýšení průtoku vzduchu a snížení rychlosti výstupních plynů, klesá hlučnost, a při smísením horkých spalin z jádra se studeným proudem z vnějšího pláště se snižuje teplota výfukových plynů na výstupu[21].

U dvouproudých motorů se objevil nový parametr zvaný obtokový poměr, který udává poměr mezi vnějším a vnitřním průtokem vzduchu. Pokud by byl celkový průtok vzduchu 1kg/s v poměru 0,25, tak středem (jádro) proteče 0,75kg/s a vnějším pláštěm 0,25kg/s [21].

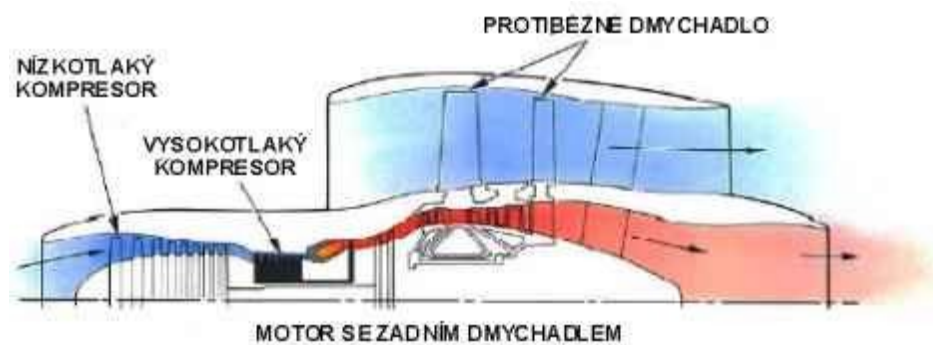


Obr. 2.4.3.1[21] Základní schéma TD motoru s dvěma hřídeli, obtokový poměr je max. 1,5



Obr. 2.4.3.2[21] Schéma motoru s vysokým obtokovým poměrem (3 a více)

Existuje zatím nerozšířená koncepce s protiběžným dmychadlem, obr. 2.4.3.2. Není to typický dvouproudý motor, protože dmychadlo je přímo spojeno s turbinovými rotory. Výhoda tohoto konceptu spočívá v efektivnosti do rychlosti 800km/h oproti TD s vysokým obtokovým poměrem.



Obr. 2.4.3.2[21] TD motor s protiběžným dmychadlem

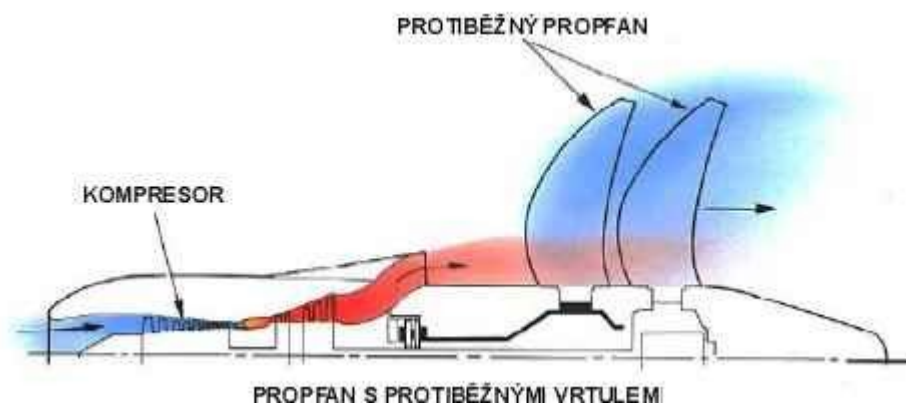
Jedna z prvních verzí Boingu 707 -121, obr. 2.4.3.3 měla čtyři dvouproudé motory Pratt & Whitney JT3C-6 s celkovým tahem 222,4kN . První let byl uskutečněn 20. prosince 1957 a vzletová hmotnost činila 112 000kg . Bylo postaveno 69 těchto letadel [23].



Obr. 2.4.3.3[22] Boeing 707 – 121 s motory Pratt & Whitney JT3C -6

2.4.4 Propfan

Popfan, vznikl ze dvou slov (prop = vrtule a fan = dmychadlo), má nezvykle široké listy vrtule, protiběžný chod vrtulí zajišťuje reverzor, který je poháněn jednou turbínou. Jde o motor, který kombinuje vlastnosti dvouproudého a turbovrtulového motorů s hlavním cílem konceptu, snížení spotřeby paliva. U statických testů, dosahoval modifikovaný Douglas DC-9 o 30% lepší účinnost u spotřeby paliva, ale za cenu vyšší hlučnosti, což je jeden z problémů propfanů, zvláště v době, kdy letadla musí dodržovat stále přísnější emise. Optimální rychlosti letadla je při 700km/h. Důvodem proč vrtule ztrácí účinnost při vyšší rychlosti je objevující se efekt známý jako „wave drag“, čili rázová vlna. Rázové ztráty se objeví při nadzvukové rychlosti [21] [24]. Rázovou vlnu objasním v kap. 3.1, která vysvětluje základní pojmy používané v této literatuře.



Obr. 2.4.4.1[21] Propfan s protiběžnými vrtulemi

Mezi propfany patří i NK-93, obr. 2.4.4.6. Zajímavostí tohoto motoru jsou nastavitelné lopatky. Verze NK-94 bude poháněna kryogenním (vysoce podchlazeným) palivem i kerosinem



Obr. 2.4.4.6 [30] Kuznetsov NK-93

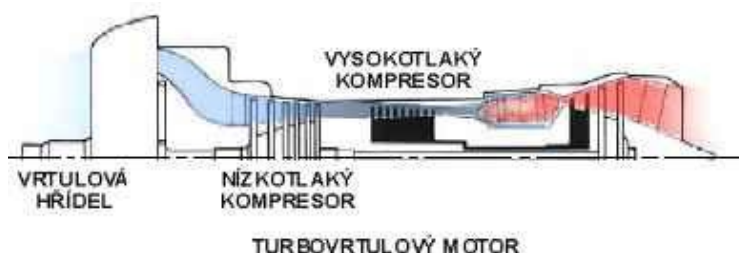


Obr. 2.4.4.7 [29] Motor G36 UDF na letadlu MD-80

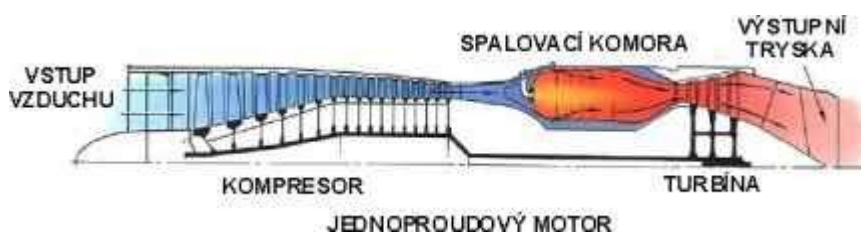
Na závěr k této kapitole bych uvedl další typy jednodušších turbínových motorů, z kterých výše uvedené agregáty vycházely, např. turbohřídelový (obr. 2.4.4.8), turbovrtulový (2.4.4.9) a turbokompresorový (obr. 2.4.4.10).



Obr. 2.4.4.8 [21] Schéma turbohřídelového motoru



Obr. 2.4.4.9 [21] Schéma turbovrtulového motoru



Obr. 2.4.4.10 [21] Schéma jedнопroudového motoru

Jedním z nejznámějších letadel, které využívá turbovrtulový motor, je ukrajinský čtyřmotorový dopravní letoun Antonov An-70, obr. 2.4.4.10. Tento civilní i vojenský letoun je schopen pojmout 170 cestujících v letových výškách 12 km a doletem až 7800 km. Výkon (10 295kW) obstarává pohonná jednotka Progress D-27 [28].

O Antonova měla zájem i Armáda České republiky, jež by byl schopen pojmout dvě Tatry 815VVN s pohonem 6x6, deset Land Roverů nebo 2 vrtulníky Mi-17. Tato koupě se však neuskutečnila.



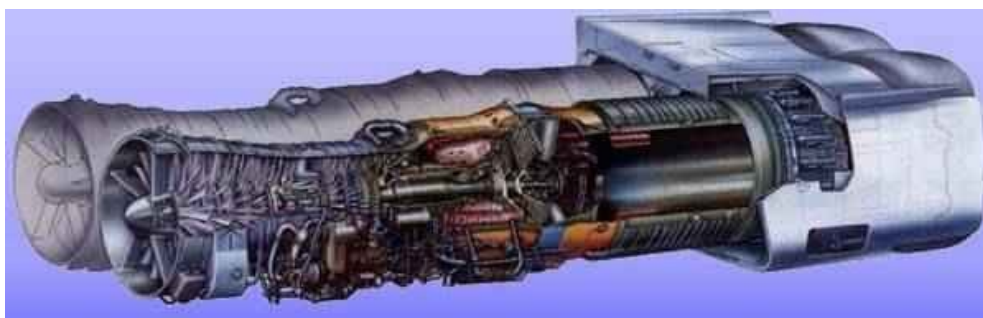
Obr. 2.4.4.10[27] Antonov An -70 s motory Progress D-27

Nikdo asi nezapomene na letadlo Concorde 101/102, který byl považován za krále oblohy. Dokázal překonat Atlantik za 3-3,5 hodiny a jeho letová výška byla od 15 do 18 km. Concorde má úctyhodný výkon z 15. -17. srpna 1995, kdy se podařilo obletět zeměkouli za 31 hodin 27 minut a 49 sekund, včetně mezipřistání, startovací letiště bylo v Paříži.

Zájem o lety Concorde začal klesat v roce 2003 v souvislosti s leteckou krizí a událostmi z 11. září 2001, i po zlevnění letenek o 50% (cca 240 000 Kč) se nepodařilo letadla naplnit. Poslední let byl uskutečněn 26. listopadu 2003 z letiště Heathrow do muzea ve Filtonu v Anglii [32].



Obr. 2.4.4.9 [31] Concorde

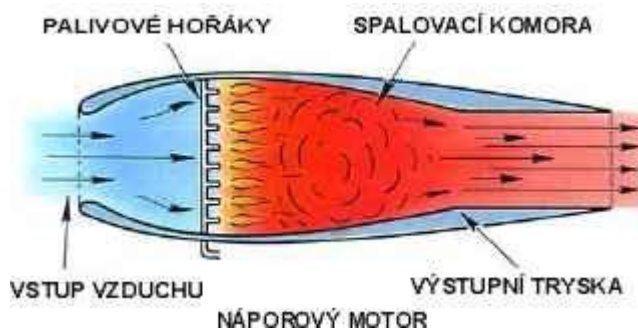


Obr. 2.4.4.10 [31.1] Motor Concorde Rolls Royce/SNECMA Olympus 593 MK610 turbojet

2.5 Bezturbínové motory

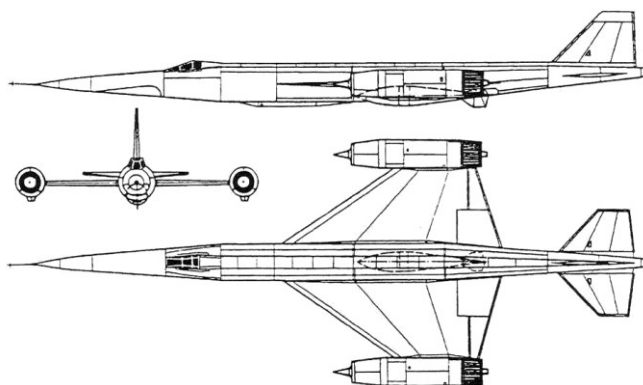
2.5.1 Náporový motor (RAMJET)

Náporový motor byl patentová už v roce 1907 Reném Lorinem, jak už vypovídá název těchto nejjednodušších typů reaktivních motorů, je využíváno náporu, konkrétně vzduchu, k jeho činnosti. Náporové motory nemají žádné pohyblivé díly v ústrojí tělesa a ke stlačení vzduchu dochází při vysoké vstupní rychlosti nápořem vzduchu. Stlačený vzduch s palivem tvoří zápalnou směs, která po zapálení expanduje, a horké plyny vyvozují potřebný tah tryskou na výstupu. Velká nevýhoda spočívá v nefunkčnosti motoru při nulové rychlosti, proto se musí nejprve urychlit na provozní rychlost. Naopak velká výhoda je vysoká účinnost při rovněž vysokých rychlostech ($M=1$ a více), kdy komprese vzduchu dosahuje maxima [21].



Obr. 2.5.1.1 [21] Schéma náporového motoru

V 50. letech bylo potřeba vyvinout úplně nový zbraňový systém, který byl schopen dopravit termonukleární střely na území nepřátel. Proto 4. března 1954 Cybin Pavel Vladimírovič zaslal ruské vládě své návrhy na vybudování nadzvukového letounu. Roku 1956 byl schválen vývoj tohoto letounu, verze RS (obr. 2.5.1.2) měla létat s rychlostí 3000 km/h, dostupem 30 000 m a doletem 14 000 km. Prototyp měl být uchycen pod Tupolevem Tu-95 a ve výšce 9 km odpoután, kdy se zároveň nastartovaly raketové motory, které dali náporovým motorům Rd - 013, umístěné na konci křídel, dostatečnou provozní rychlost ke spuštění. Samotný stroj měl vážit 5,2 tuny, palivo 16,2 tuny a termonukleární hlavice 1,1 tuny, která měla být upevněna (nalepena) na zadní část trupu. Avšak po úspěchu Koroljova, se systémem R-7 ICBM, zájem o tuto verzi rychle upadl, proto byl projekt přepracován a výměnou za náporové motory se na křídlech namontovaly proudové motory, obr. 2.5.1.3 [33] [34].



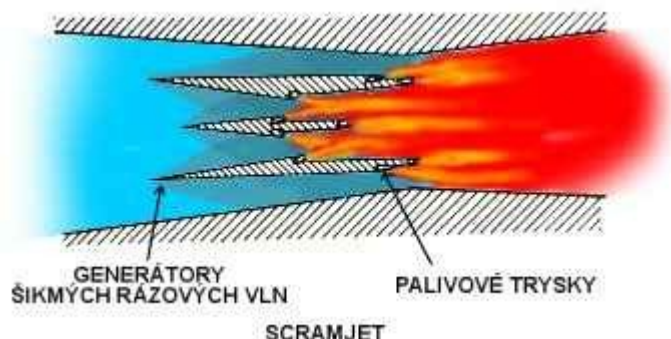
Obr. 2.5.1.2 [34] Cybin RS



Obr. 2.5.1.3 [34] Cybin NM-1 s proudovými motory

2.5.2 Náporový s nadzvukovým spalováním (SCRAMJET)

Vývoj šel kupředu a náporové motory zvýšily své výkony nadzvukovým spalováním. Hlavní princip spočívá ve spalování výbušné směsi za hranami klínů s malým úhlem břitu, které umožní vzduch zpomalit a získat tak potřebný tlak, ale zároveň rychlost vzduchu za klíny je ještě nadzvuková, proto nadzvukové spalování. Při zpomalení vzduchu na podzvukovou rychlost dochází k jeho extrémnímu zahřátí, při $M=5$ je to 1000°C , při $M=7$ 2100°C , ale při $M=10$ až 4200°C , což z hlediska pevnosti, odolnosti použitých materiálů a stability paliva je nevyhovující. Vývoj scramjetu začal v 60. letech ve výzkumném centru NASA [21].

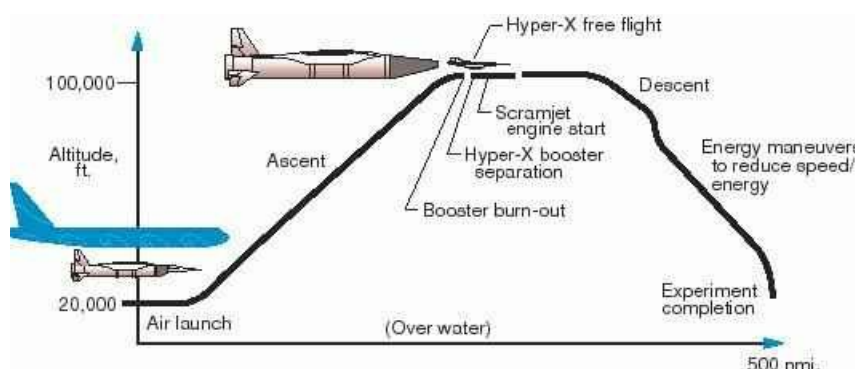


Obr. 2.5.2.1 [21] Schéma náporového motoru s nadzvukovým spalováním

Jedno z nejznámějších hypersonických letadel byla X-43A (obr. 2.5.2.2) součástí NASA Hyper-X programu. První verze X-43A byla navržena pro rychlosti vyšší než Mach 7, okolo 8050 km/h se stoupáním do výše 30 km. Avšak v listopadu 2004, jeho v pořadí třetí let, znamenal nový rychlostní rekord, 12,144 km/h ($Mach=9,8$), let byl posílen upravenou raketou Pegasus, která byla vypuštěna z Boeingu B-52 v letové výšce cca 13 km, po volném deseti sekundovém letu, scramjet plánovaně přistál do Tichého oceánu u pobřeží jižní Kalifornie [36]. Průběh letu je vidět na schematickém obr. 2.5.2.3.



Obr. 2.5.2.2 [35] Umělecký koncept X-43A



Obr. 2.5.2.3 [36] Schéma průběhu letu X-43A

Hypersonická hlavice Topol označení v kódů NATO SS-27 (obr. 2.5.2.4) je pravděpodobně jedna z nejlepších zbraní na světě, vyvinutou Ruskem, pro mezikontinentální lety, ale nejedná se o hlavici v pravém slova smyslu. Topol byl navržen, aby dokázal prorazit protiraketovou obranu pomocí manévrování v určitém rozsahu v relaci s měněním směru, dále je vybaven rušičkou a vrhači klamných cílů a aby toho nebylo málo, tak Rusko s manévrovací balistické hlavice, udělalo manévrovací aerodynamickou zbraň s vlastním pohonem. Když v roce 2004 tehdejší ruský prezident Putin prohlásil, že: „Rusko už brzy zařadí do výzbroje zbraň, jakou nemá nikdo na světě.“, myslel právě Topol [33].

První test se uskutečnil v roce 2001, střela odstartovala klasickým způsobem ze základny v Plesecku a prakticky ve vesmíru uvolnila „hlavici“, ta po vstupu do atmosféry nepokračovala po balistické dráze, ale spustila scramjet a letěla několik stovek kilometrů, 33 km nad mořem, až zasáhla svůj cíl na Kamčatce. Poslední testy Topolu se uskutečnily v listopadu 2005, kdy vystoupal do atmosféry rychlostí 4800m/s, tj. cca 14,1 Machů.

Asi Vás překvapilo, že tato zbraň hromadného ničení, je rychlejší než X-43. Avšak rekordmany v rychlosti bychom neměli se sebou porovnávat, neboť X-43 má rekord 10 Machů v horizontální letu vlastní silou, kdežto Topol nabral většinu své rychlosti po zpětném sestupu z vesmíru [33].

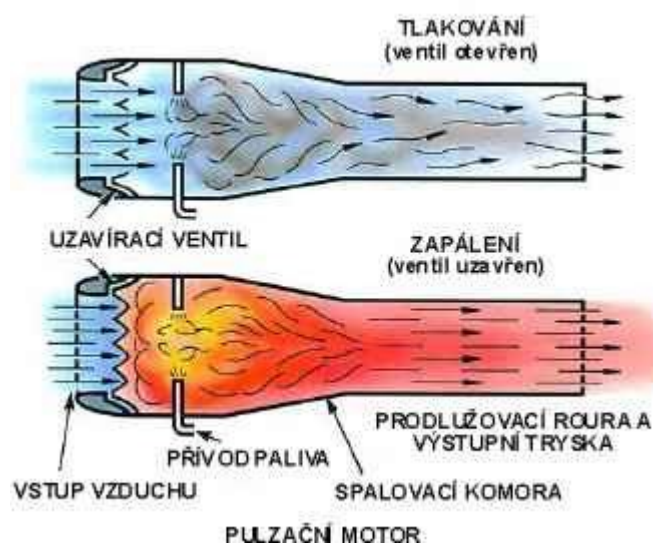
Rád bych uvedl, že úplně první Topol M byl tetován v Ostravsko - karvinském dole v průběhu 80. let tehdejšího Československa [37].



Obr. 2.5.2.4 [37] Hypersonická hlavice Topol (SS-27)

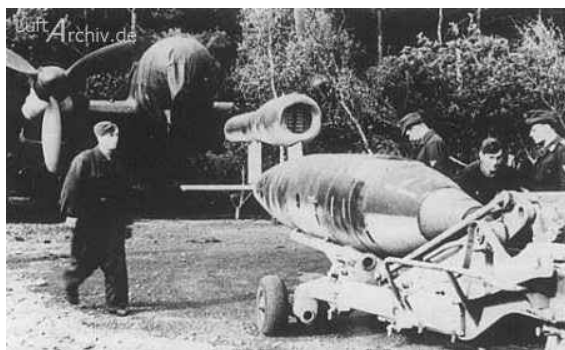
2.5.3 Pulsační motor

Modifikace náporového motoru je motor pulsační. Výhoda této koncepce je běh při nulové provozní rychlosti. Pulsační motor získal svůj charakteristický zvuk díky opakujících se dvou fází při provozu. Při otevření ventilu (nebo lamel) je vzduch nasáván do spalovacího prostoru, kde je mísen s palivem, poté dojde k zapálení směsi, vstupní ventily se uzavřou a plyny pokračují výstupní tryskou pryč do volného prostoru. Následný podtlak otevře vstupní ventily a tento cyklus se opakuje několik desítek krát za sekundu. Motory mohou být startovány buď pomocí přetlakem na vstupu (zajištěno kompresorem) nebo obdobně jako náporové motory vystřelením letadla pomocí katapultu, startovacími raketovými motory či umístěné na nosiči letadla s klasickými motory [21] [39]. Schéma pulsačního motoru je na obr. 2.5.3.1.



Obr. 2.5.3.1 [21] Schéma pulsačního motoru

Člověku neznalému německé označení Fieseler Fi 103 Kirchker asi nic neřekne, ale lidstvo si dobře pamatuje značení V-1 (jako Vergeltungswaffe) s reaktivním motorem Argus As 109-014 o tahu 2,9kN, obr. 2.5.3.2. Byla to první neřízená střela s plochou dráhou letu, postavena během druhé světové války. Odstartování střely zajišťoval 55m dlouhý katapult (obr. 2.5.3.3), který V-1 udělil letovou rychlost 320km/h, když již bylo možno rozběhnout náporový motor. Směr letu udržoval gyroskop a nastavenou vzdálenost letu malá vrtulka na přední střely, jakmile byl překonán nastavený doletový limit, uzavřel se přívod paliva, zablokovaly kormidla a vysunuly brzdící klapky, to mělo za následek pád bojové hlavičky, o hmotnosti až 845kg, na svůj cíl.



Obr. 2.5.3.2 [41] Dobová fotografie V-1



Obr. 2.5.3.3 [21] Odpalovací rampa pro V-1

Sériová výroba začala v březnu roku 1944. První hlavičky byla odpálena 12. června 1944 na Londýn. Londýn zasáhlo 7796 z celkově 20 880 vypuštěných střel. Na výrobu V-1 stačilo pouze 280 hodin (cca 12 dnů) a jejich cena, vzhledem k jednoduché konstrukci, činila 3500-5000 říšských marek (dále RM) dle propočtu na jednotlivé továrny. Pro názornost Mauser 98K stála 56 RM a nejznámější tank PzKpfw, tzv. „Panther“, 117000 RM. Nacistické Německo za doby svého ničení, hnání ideou si podrobit svět, vyrobilo celkově 34000 V-1 střel [40] [42].

2.6 Raketové motory

Velkou výhodou raketových motorů je funkčnost bez potřeby atmosférického kyslíku, mohou tedy létat v extrémních výškách či ve vesmíru. Jsou schopny podat extrémní výkon, avšak pro „klasické“ letectví jsou nepoužitelné, díky nutnosti nést množství paliva a okysličovadla, i když nad zemským povrchem je kyslíku dostatek. Naopak, tam kde je potřeba velkého výkonu za zlomek sekundy (řízené, neřízené střely) jsou raketové motory to pravé. Konstrukcí jsou jednoduché, neobsahují žádné komponenty typu kompresor, turbína atd., a tím pádem jsou nenákladné a dokážou poskytnout maximální tah [21].

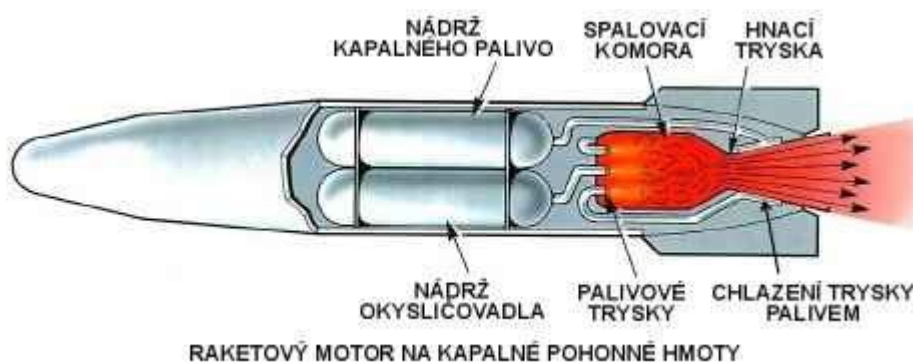
2.6.1 Na kapalná paliva

Motor na kapalná paliva se skládají ze dvou nádrží, jedna obsahuje palivo a druhá kapalné okysličovadlo, tento druh motoru se využívá často, neboť poskytuje relativně vyšší specifický impuls, viz kap. 3.1.2. Výhoda této varianty je vysoký poměr tahu a hmotnosti, motor NK-33 dosahuje až 133:1.

Nevýhod je naopak více, např.:

- Díky velkému množství paliva uvnitř zásobníku a jeho spotřebě se mění těžiště směrem dozadu, což může vést ke ztrátě kontroly
- Vibrace a rázy mohou způsobit „šplouchání“ paliva, což zase může způsobit ztrátu kontroly
- Kapaliny mohou vytéct
- Turbočepadla, jsou velmi náchylná na poruchovost, běh na prázdko či kovové nečistoty mohou způsobit zadření
- a další

Musí být bráno v potaz mnoho aspektů, než raketa vzlétne do vesmíru, např.: chlazení spalovací komory, stabilita spalování, vstřikovací systémy atd. Schéma motoru na kapalné pohonné hmoty je na obr. 2.6.1.1 [44].



Obr. 2.6.1.1 [21] Schéma raketového motoru na kapalné pohonné hmoty

Průkopníkem raketové techniky je Wernher von Braun jeho konstrukční tým německých raket V-2, obr. 2.6.1.2. Navigační zařízení bylo na principu gyroskopické plošiny, která umožnila dosáhnout přesnosti zásahu cíle 17 km při doletu 300 km. Výškový dostup byl až 85 km. Celá raketa vážila ke 13 tunám a vyvíjela tah téměř 27 tun po dobu cca 70 sekund, rychlost letící rakety po vypnutí motorů byla 1400m/s. V průběhu 2. světové války bylo vyrobeno přes 6000 raket, a jak tomu bylo i u V-1, hlavním cílem bylo město Londýn [46].



Obr. 2.6.1.2 [44] [47] [48] zleva: Wernher von Braun u motorů F-1; raketa V-2; dobový snímek V-2 po startu

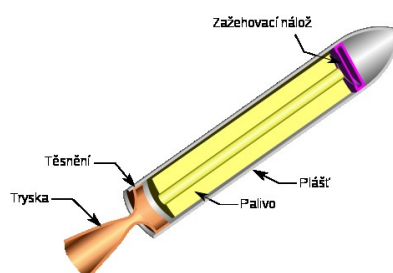
Jedna z raket, která měla pohonnou kapalinovou jednotku je Space Shuttle, obr. 2.6.1.3. Oficiální název, pro americký pilotovaný kosmický raketoplán provozovaný organizací NASA, je Space Transportation System. Jako další raketoplán Atlantis, který odstartoval 10. dubna 2002.



Obr. 2.6.1.3 [45] Space Shuttle

2.6.2 Na tuhé pohonné látky

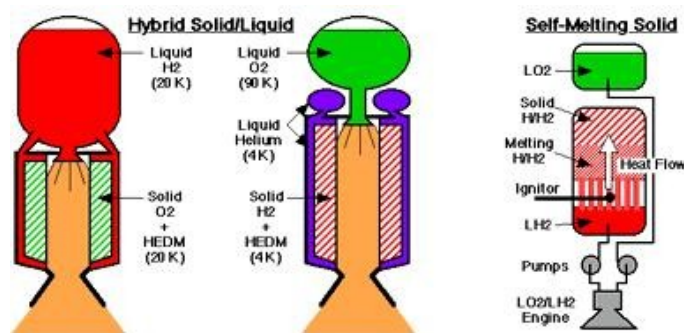
Palivo a okysličovadlo se nachází v tuhém stavu. Jedná se o nejdéle známý druh raketového pohonu. První zmínky pochází z 13. století z Číny a Arábie, kde bývaly poháněny střelným prachem používány jako ohňostroj či zbraň. Díky jednoduché konstrukci jsou maximálně vhodné pro vojenské účely, nedá se regulovat jeho výkon, je-li jednou spuštěn nedá se zastavit. Moderní motory mohou být vybaveny dodatečnými zařízeními, jako jsou: systém směrovacích trysek, naváděcí systém, padák, pomocné motory či sebedestrukční systém. [21][45]. Schéma pohonu na obr. 2.6.2.1.



Obr. 2.6.2.1 [45] Schéma raketového motoru na tuhé pohonné hmoty

2.6.3 Hybridní

Hybridní motor má tuhé palivo a kapalně okysličovadlo, obr. 2.6.3.1. Hybridní motory fungují jenom na papíře, protože hlavním problémem je palivo tvořené z boru, uhlíku popř. z nové formy helia tzv. HE IV a tyto prvky se v přírodě volně nevyskytují. Takové motory by mohly dosahovat slušného specifického impulsu. Krátce shrnuto prvky jsou velmi energeticky bohaté, ale jejich výroba velmi nákladná a využití klade vysoké nároky na konstrukci raketoplánu. Snad za pár let uvidíme i tento pohon letět do vesmíru.[49].



Obr. 2.6.3.1 [49] Schéma hybridního raketového pohonu

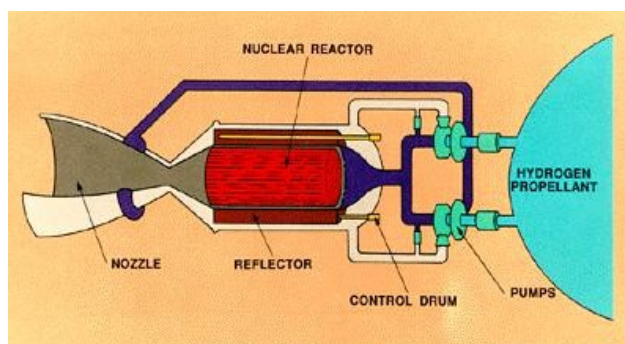
2.7 Speciální motory

2.7.1 Štěpný nukleární pohon

Jaderné pohony se dají rozdělit do dvou základních prototypových skupin a to: impulsní jaderné motory a tepelné jaderné motory, obr. 2.7.1.1.

Jaderný reaktor tvoří spalovací komoru, ve které probíhá štěpná řetězová reakce s jaderným palivem. Jádrem proudí pracovní látka, nejčastěji kapalný vodík, který předává tepelnou energii vodíku a ten po zahřátí na vysokou teplotu uniká tryskou ven.

Impulsní jaderní pohon funguje na principu vypuštění miniaturních atomových bomb (cca 0,01 kilotun) v intervalech 1-10s, které za lodí explodují. Následná tlaková vlna se opře do štítu lodě a ta žene ji kupředu. První projekt s názvem Orion, avšak vzhledem k mezinárodním úmluvám a dohodám, které přísně zakazují skladování jaderných zbraní, byl zrušen v roce 1965. Pro misi na Mars by bylo potřeba 2000 pulsů, tj. 2000 malých atomových bomb [50].



Obr. 2.7.1.1 [50] Schéma tepelného nukleárního motoru s pevným jádrem

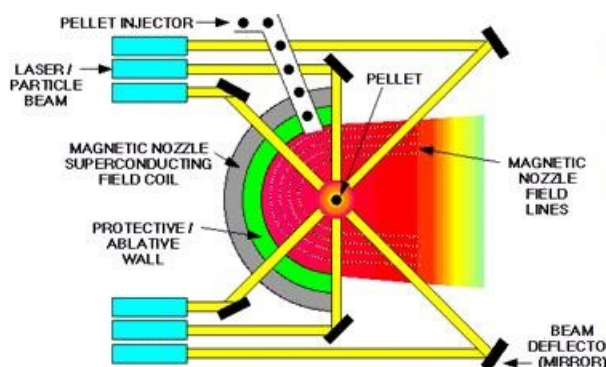
Problematika jaderného pohonu není jen konstrukce a náklady, ale také bezpečnost posádky, díky radioaktivitě, proto se jaderný pohon dá použít jen u velkých raketoplánů s automatickým pilotem. Jako další problém jaderného pohonu je nedostatek okamžité síly k překonání zemské gravitace a tím pádem dostat raketu na oběžnou dráhu.

2.7.2 Fuzní termonukleární pohon

Pod pojmem termonukleární fúze se rozumí slučování atomových jader ke vzniku těžších jader. Současný stav je takový, že nedokážeme fúzi efektivně využít, musíme do systému více energie dát, než si vezmeme.

První způsob jak dosáhnout termonukleární fúze je pomocí silných laserových pulsů, obr. 2.7.2.2. Miniaturní kapsle (směs deuteria a tritia) jsou vystřelovány do spalovací komory (reaktoru), kde jsou na ně zaostřeny paprsky vysoko-energetických laserů, ty způsobí prudkou kompresi a zahřátí kapsle. Výsledkem je sloučení atomů deuteria a tritia a následný vznik helia s uvolněním velkého množství energie a neutronů. Vzniklá plazma je pomocí silných elektromagnetických polí směřována ven [50].

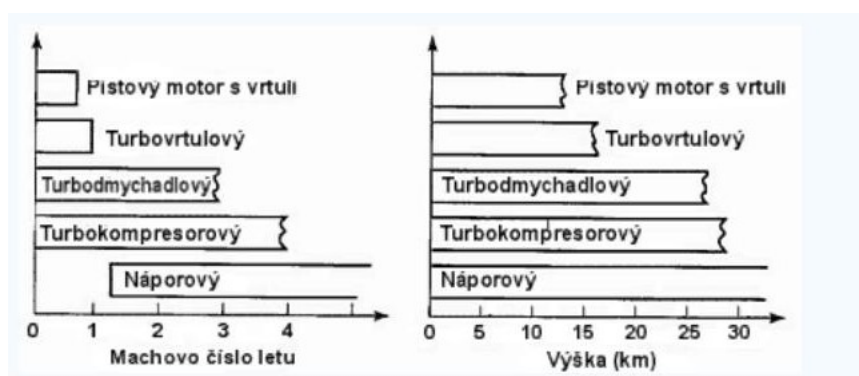
Druhý způsob je pomocí elektromagnetických polí, kde se palivo vstříkuje do trubic, následně ionizuje a zahřívá silnými elektromagnetickými impulsy. Vzniklá plazma dosahuje úctyhodných 50 milionu K, což je dost pro „rozhoření“ řízené termonukleární fúze [50].



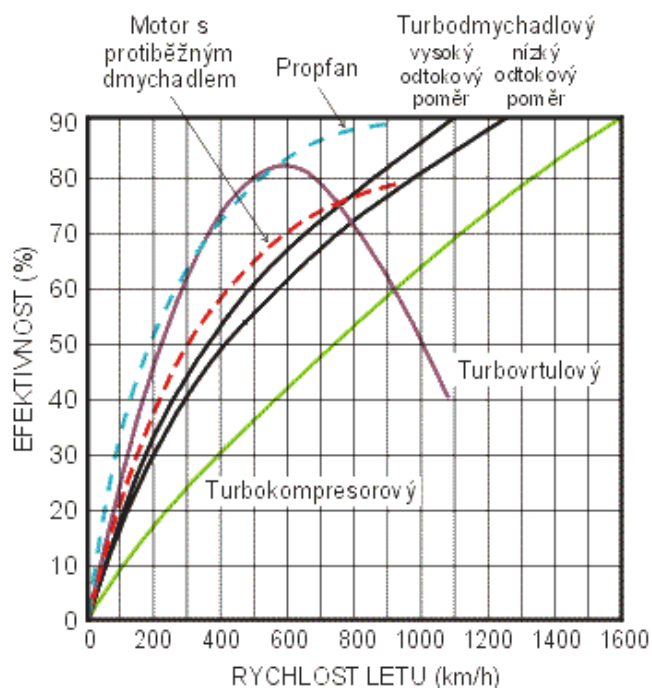
Obr. 2.7.2.2 [50] Schéma pulsního laserového termonukleárního pohonu

2.8 Závěr

Pro srovnání jednotlivých typů motorů jsem vložil dva grafy. První (obr. 2.8.1) znázorňuje rozsah letových podmínek a druhý (obr. 2.8.2) závislost efektivnosti jednotlivých motorů na rychlosti letu.



Obr. 2.8.1 [21] Rozsah letových podmínek



Obr. 2.8.2 [21] Závislost efektivnosti jednotlivých typů motorů na rychlosti letu

Podstatné je, že:

- Do rychlosti 600 km/h jsou nejefektivnější turbovrtulové motory a propfany
- Do rychlosti 900 km/h jsou nejefektivnější propfany
- Turbodmychadlové motory jsou nejlepší řešení až od vyšších rychlostí (od 1100 km/h)

V kapitole 2.4 a 2.5 jsem se zabýval konstrukcí některých typů motorů a uvedl příklady pár vzniklých letadel, ale existuje i řada dalších pohonů, vesměs je to kombinace probraných motorů, jako jsou turbo- vrtulové, turbo-hřídelové, turbo-ventilátorové, turbo-náporové, turbo-raketové, moto-kompresorové atd.

Mezi nekonvenční pohony bych zařadil solární plachetnice či chemické a elektromagnetické katapulty (urychlovače, děla) a iontové motory.

Na závěr nesmím opomenout jeden opravdu exotický dopravní prostředek budoucnosti, jejímž základním návrhem se zabývala i NASA, a tím je „výťah“, pomocí vesmírného lana či kabelu.

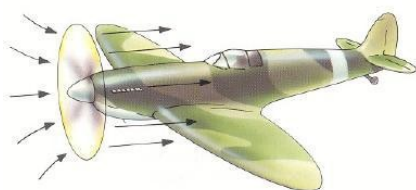
3. Všeobecné znalosti

3.1 Základní pojmy

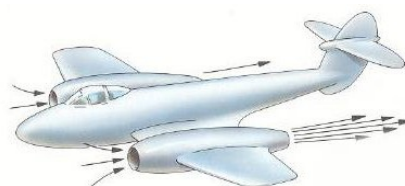
Než přejdeme k vysvětlení jednotlivých kapitol, je dobré si na začátku definovat základní pojmy používané v této literatuře, se kterými jste se setkali či setkáte, pro snadnější pochopení principu: „Jak to funguje?“ Potom se můžeme diskretněji zabírat propulsním systémem letadel.

3.1.1 Propulsní soustava (pohonný systém)

Propulsním pohonným systémem se rozumí kapalné či plynné prostředí, které je využito pro pohyb nuceného proudění, např. u lodi je to (lodní šroub, propulsory), v našem případě u letadel je to (vrtule, proudový motor, dmychadlo, spalovací komora, turbína) nebo i u vznášedla [53].



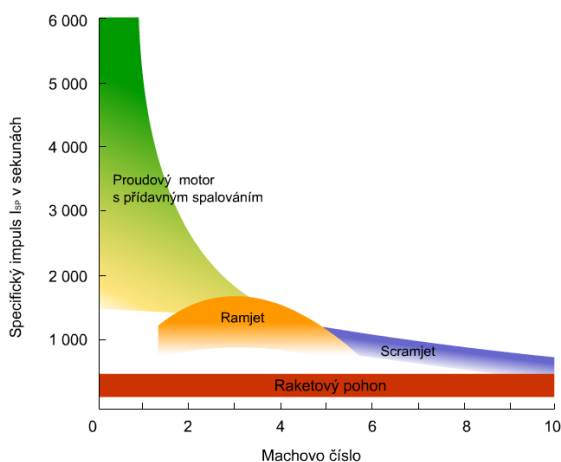
Obr. 3.1.1.1 [51] Propulsní systém pomocí vrtule



Obr. 3.1.1.1 [51] Propulsní systém pomocí proudového motoru

3.1.2 Specifický impuls

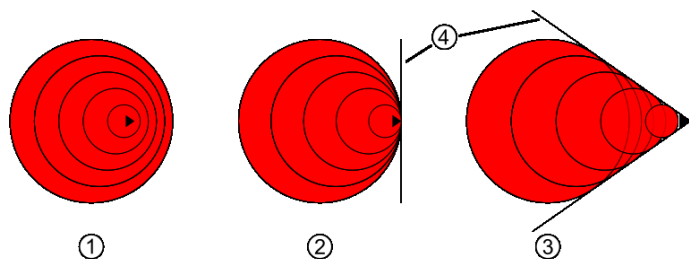
Specifický impuls je jedním z nejdůležitějších parametrů raketových a proudových motorů a udává palivovou účinnost motoru, obr. 3.1.2. Jednotka je Ns/kg a je to poměr tahu k množství spotřebovaného paliva za sekundu, např. pokud máme specifický impuls 100 Ns/kg , tzn. jeden kilogram paliva, za jednu sekundu, vytvoří tah o síle 100 N , tento vztah platí i naopak, po dobu 100 sekund bude dávat tah 1 N [52].



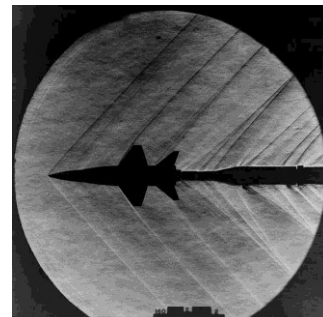
Obr. 3.1.2 [52] Specifický impuls pro jednotlivé pohony

3.1.3 Rázová vlna

Rázová vlna je definována jako nespojitost fyzikálních veličin popisujících stav prostředí. Jinak řečeno, při přechodu na nadzvukovou rychlost se mění vlastnosti media (vzduchu) jako jsou hustota, tlak, teplota, rychlost, Machovo číslo, obr. 3.1.3.1 a obr. 3.1.3.2.

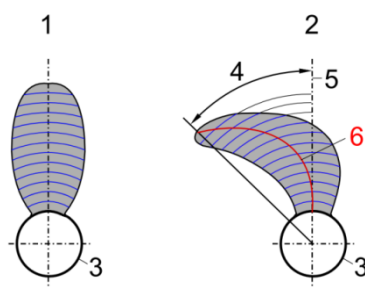


Obr. 3.1.3.1 [25] Vznik rázové vlny v relaci s rychlosti pohybu zdroje; 1. podzvuková rychlost, 2. zvuková rychlost, 3. nadzvuková rychlost



Obr. 3.1.3.2 [25] Rázová vlna při nadzvukové rychlosti v aerodynamickém tunelu

Dnes, téměř všechny letadla navrženy nad 700km/h používají tzv. „swept wings“ (křídla ubíhající dozadu), vyvinuty NASA v 70. letech, obr. 3.1.3.3 [25].

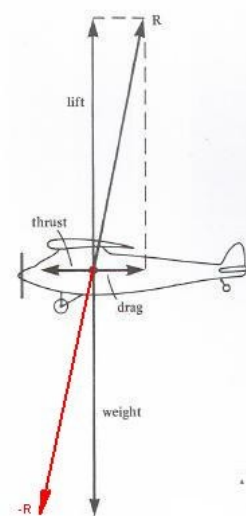


Obr. 3.1.3.1 [26] Klasické křídlo v nalevo, Swept wings vpravo

3.1.4 Tah a vztlak

Tah (thrust) je síla vyvinutá pomocí propulsního systému, který působí na letadlo ve směru jeho pohybu. Je to síla, která musí překonávat aerodynamické odpory (drag) letadla, umožnit zrychlení a stoupání stroje. Tah může působit i v opačném směru (při brzdění letadla po přistání), kolmém směru (při kolmém startu, např. Harrier) nebo všeobecném směru (manévrování stíhaček při bojových akcí). [53]. Tah je vektorová veličina, může měnit hodnotu i směr.

Vztlak (lift), vyvolaná obtékáním vzduchu kolem křídel, působí vzhůru a je totožná s tíhou letadla (weight) za předpokladu vodorovného letu konstantní rychlostí. Součet všech sil se musí rovnat nule (obr. 3.1.4.1).



Obr. 3.1.4.1 [51] Znázornění sil působících na letadlo

3.1.5 Reakční motor

V propulsní soustavě při produkci tahu se uplatňují dva Newtonovy zákony [53]:

- Zákon o síle:

Síla \vec{F}_a působící na hmotu m vyvolává časovou změnu její hybnosti

$$\vec{F}_a = \frac{d(m \cdot \vec{w})}{dt} \quad (3.1.5.1)$$

- Zákon akce a reakce:

Působením akční silou \vec{F}_a obtékaných povrchů jednotlivých částí propulsní soustavy na propulsní látku, působí propulsní látka reakční silou \vec{F}_R na části propulsní soustavy o stejné velikosti a opačném směru

$$\vec{F}_R = -\vec{F}_a \quad (3.1.5.2)$$

V souladu s Newtonovým zákonem „akce a reakce“ byl zaveden pojem reakční motor.

3.2 Transformace tepelné energie na mechanickou

Teplo lze transformovat na mechanickou práci (i naopak) pomocí pracovních látek (stlačitelných kapalin), kterým říkáme plyny. Pracovní látkou u turbínových motorů je vzduch a spaliny vzniklé hořením paliva spolu se stlačeným vzduchem ve spalovací komoře. Pro vysvětlení tepelných jevů (tepelnou vlastnost a stav plynu, tepelný oběh atd.) odehrávající se v turbínových motorech musím začít s prvním zákonem termodynamiky.

3.2.1 První zákon termodynamiky

Slovní definice pro statiku plynu, za předpokladů (vnější kinetická a potenciální energie pracovní látky jsou zanedbatelné; neprojevuje se vliv chemické, jaderné, zářivé, magnetické a elektrické energie) je [54]:

- Principu zachování energie zní: „Množství energie v uzavřené soustavě je konstantní.“

$$\delta q = du + da = c_v dT + p dv \quad (3.2.1.1)$$

Jinak řečeno přivedené (odvedené) teplo q se transformuje na součet vnitřní tepelné energie u a vykonané (spotřebované) objemové práce a .

- Princip ekvivalence zní: „Teplo lze měnit v mechanickou práci a naopak, podle určitého vztahu.“

$$\delta q = di + da_t = c_p dT - v dp \quad (3.2.1.2)$$

Jinak řečeno sdílené teplo q do plynu se transformuje na technickou práci a_t vykonanou při opakovaném pochodu komprese (expanze) plynu a na celkovou energii plynu (entalpii).

„ a “ je také absolutní mechanická práce. Je to práce provedená jednorázově, čili vykoná se buď při expanzi, nebo kompresi plynu.

„ a_t “ je technická práce. Je to výsledná práce dána součtem dílčích prací jednotlivých změn. Pro představu si tuto práci můžeme představit jako píst pohybující se ve válci opatřený ventily, při průběhu návazných stavových změn plynu při pracovním cyklu (tepelný oběh motoru) se koná technická práce.

3.2.2 Termodynamická rovnice stavu plynu

Rovnice pro ideální stav plynu se nazývá *stavová rovnice ideálního plynu*. A její základní vyjádření mezi veličinami tlaku, teploty a objemu pro 1 kg plynu je [54]:

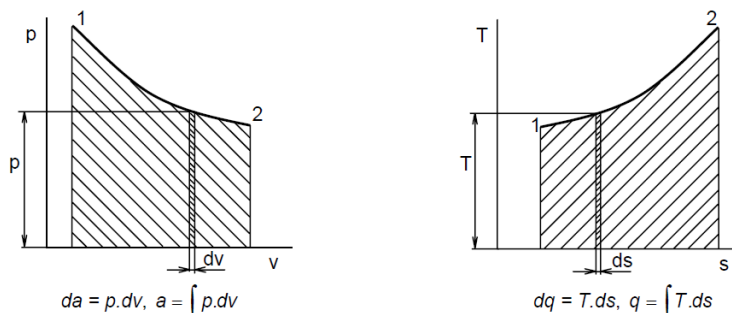
$$p \cdot v = r \cdot T \quad (3.2.2.1)$$

„ r “ je měrná plynová konstanta, pro vzduch $r_{vz} = 287.04 \frac{J}{kg \cdot K}$.

3.2.3 Vratné změny stavu ideálního plynu

Reálné periodické děje odehrávající se v tepelných strojích, nahrazujeme při tepelných rozborech základními vratnými změnami stavu v p - v nebo T - s diagramech, obr. 3.2.3.1 [54]. Při rozboru změn určujeme:

- Technickou a jednorázovou práci
- Sdílené teplo v průběhu změn stavu
- Rovnice změn stavu

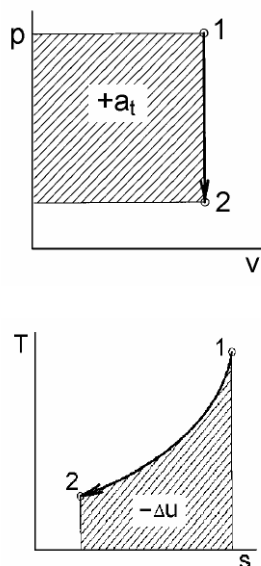


Obr. 3.2.3.1 [54] příklad p - v a T - s diagramu

Plocha pod křivkou v p-v diagramu představuje práci termodynamické změny, kterou pracovní látka vykoná. U T-s diagramu plocha pod křivkou představuje sdělené teplo. Hlavní význam konstrukce tohoto diagramu je umožnit designérovi posoudit a následně zvýšit účinnost tepelného oběhu pracovního stroje.

Jsou definovány čtyři základní vratné změny a to [54]:

- Izochorická změna – změna za konstantního objemu ($v=\text{konst.}$):

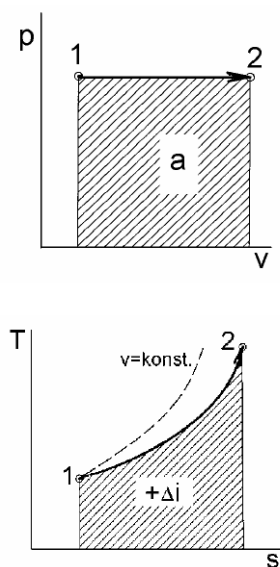


Obr. 3.2.3.2 [54] Izochorická změna

Rovnice $v_1 = v_2$	
Charlesův zákon	$\frac{p_2}{p_1} = \frac{T_2}{T_1}$
Měrná práce	$a = 0$
Technická měrná práce	$a_t = v(p_1 - p_2)$
Měrné teplo	$q = u_2 - u_1 = c_v(T_2 - T_1)$

Tab. 3.2.3.1 [54] Vztahy pro izochorickou změnu

- Izobarická změna – změna za konstantního tlaku ($p=\text{konst.}$):

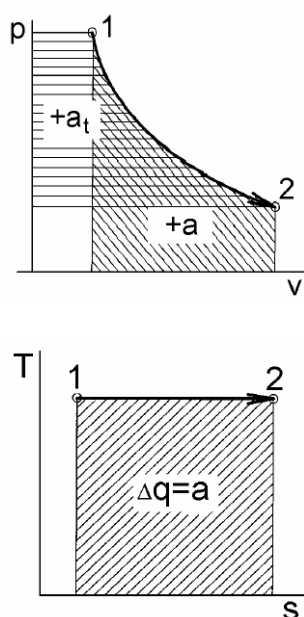


Obr. 3.2.3.3 [54] Izobarická změna

Rovnice $p_1 = p_2$	
Gay-Lussacův zákon	$\frac{v_2}{v_1} = \frac{T_2}{T_1}$
Měrná práce	$a = p(v_2 - v_1)$
Technická měrná práce	$a_t = 0$
Měrné teplo	$q = c_p(T_2 - T_1)$

Tab. 3.2.3.2 [54] Vztahy pro izobarickou změnu

- Izotermická změna – změna za konstantní teploty ($T=\text{konst.}$):

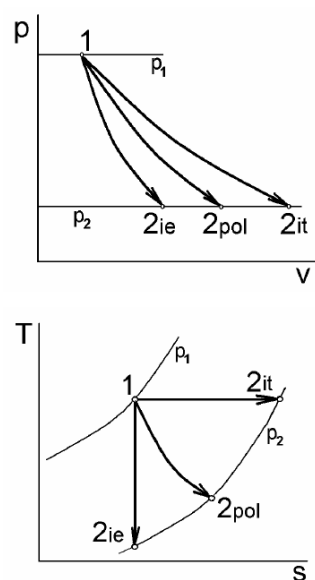


Obr. 3.2.3.4 [54] Izotermická změna

Rovnice $T_1 = T_2$	
Boylův zákon	$v_1 p_1 = v_2 p_2 = v p = \text{konst}$
Měrná práce	$a = p_1 v_1 \ln \frac{v_2}{v_1}$
Technická měrná práce	$a_t = r T_1 \ln \frac{p_1}{p_2}$
Měrné teplo	$q = a = a_t$

Tab. 3.2.3.3 [54] Vztahy pro izotermickou změnu

- Adiabatická změna – změna bez výměny tepla s okolím ($q=0$):



Obr. 3.2.3.4 [54] Izotermická změna

Rovnice $q = 0$	
Zákon	$p_1 v_1^\kappa = p_2 v_2^\kappa = \text{konst}$
Měrná práce	$a = -c_v (T_2 - T_1)$
Technická měrná práce	$a_t = -c_p (T_2 - T_1)$
Měrné teplo	$q = 0$

Tab. 3.2.3.3 [54] Vztahy pro izotermickou změnu

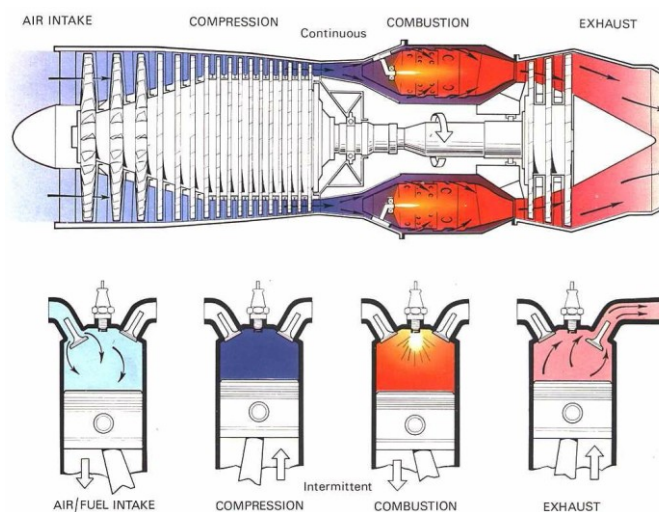
Uvedl jsem jen základní vzorce pro adiabatickou změnu, avšak je možno získat i další vztahy pro měrné práce za pomoci adiabatického exponentu, ty však vycházejí z výše uvedených vztahu.

Existuje ještě polytropická změna, je to obecná změna, která nahrazuje všechny čtyři základní typy.

S T-s diagramy je spojený pojem entropie (míra chaosu či neuspořádaní), avšak v termodynamice tím rozumíme míru degradace či disipaci (rozptyl) energie.

3.2.4 Tepelný oběh motoru

Je to periodický cyklus přeměny tepelné tlakové energie plynu na mechanickou práci zařízením, jež nazýváme pracovní stroje, za předpokladu že zajistíme, aby plyn po expanzi přešel do výchozího stavu, ve kterém se nacházel před expanzí, obr. 3.2.4.1.

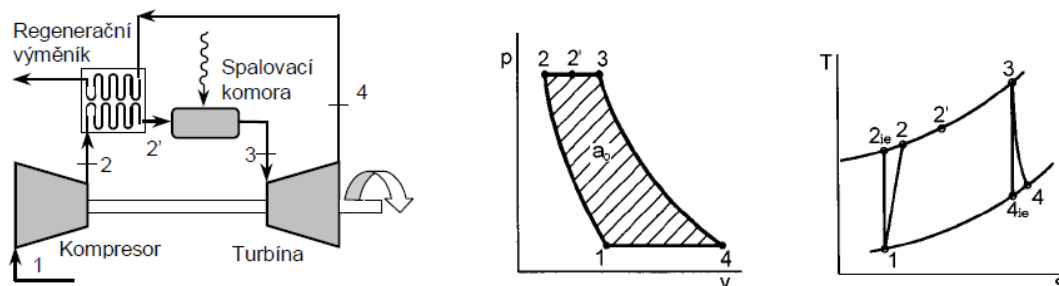


Obr. 3.2.4.1 [55] Porovnání pracovních cyklů proudového a pístového motoru

Tak jako mají pístové motory (Ottův, Dieselův, Sabateův) své p-v a T-s diagramy pro ideální tepelné oběhy, existují tyto diagramy i pro turbínové motory podle autorů ing. George Brayta (1830-1892) a Johna Ericssena (1803-1889) [54] [56] [57].

Braytonův (Ericssonův) tepelný oběh:

Tepelný oběh, u kterého probíhá každá termodynamická změna v samostatné části pracovního stroje, se nazývá Braytonův (Ericssonův) tepelný oběh.



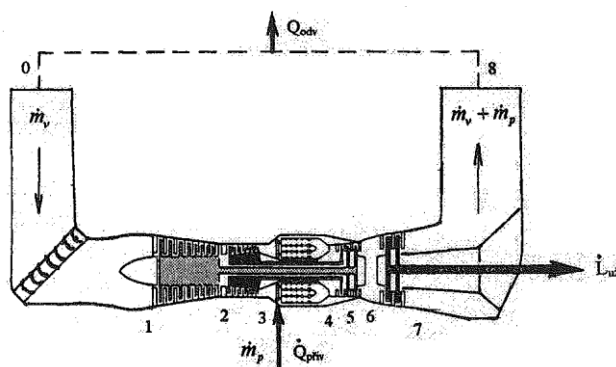
Obr. 3.2.4.2 [54] zleva: Schéma Braytonova (Ericssonova) pracovní oběhu s regeneračním výměníkem; p-v a T-s diagramy téhož oběhu

Dle schématu (obr. 3.2.4.2) je vzduch nasáván do turbíny z atmosféry o termodynamickém stavu 1 mající tlak p_1 a teplotu T_1 . V kompresoru se vzduch adiabaticky stlačí na stav 2 o teplotě a tlaku T_2 a p_2 , který putuje do spalovací komory. Jelikož v Braytonově (Ericssonově) cyklu je pracovní látkou ideální plyn (nevazký), jehož termodynamické vlastnosti jsou dané stavovou rovnicí pro ideální plyn, tak adiabatická komprese je vyjádřena izoentropickou změnou, protože nedochází k žádným ztrátám odvádění tepla. Po spálení paliva a vzduchu se plyn ohřeje na teplotu T_3 . Zase předpokládá, že do pracovního plynu je přivedeno teplo, při konstantním tlaku a to sdílením tepla zvenci pomocí tepelného výměníku. Stav 3 má tedy teplotu T_3 a tlak $p_3 = p_2$. Spaliny dále pokračují do turbíny, která přivede adiabaticky plyn do stavu 4 o parametrech T_4 a $p_4 = p_1$. Právě v turbíně se mění tepelno-tlaková energie na mechanickou práci [53].

Když to shrneme, tak Braytonův (Ericssonův) cyklus je složen ze čtyř změn stavu a to:

- Izoentropická komprese
- Izobarický přívod tepla
- Izoentropickou expanzi
- Izobarickým odvodem tepla

V ideálním oběhu jsem zanedbal ochlazení média ze stavu 4 na stav 1 pomocí chladiče, u reálné turbíny je toto řešeno vypouštěním spalin do prostoru (atmosféry) a nový cyklus začíná „ochlazenou“ atmosférou o teplotě T , obr. 3.2.4.3.



Obr. 3.2.4.3 [53] Schéma tepelného oběhu turbíny

V reálném motoru dochází, vlivem reálného vazkého vzduchu, ke ztrátám kinetické energie třením, míšením s palivem, netěsnostmi a odvody či přívody tepla. Účinnost transformace z tepelné energie na mechanickou je vyjádřena účinností [53]:

$$\eta_t = \frac{l_{už}}{q_{priv}} = \frac{q_{priv} - q_{odv}}{q_{priv}} \quad (3.2.4.1)$$

4. Turbínová jednotka APU

4.1 Úvod

Až doposud bylo obsahem práce porozumět činnosti turbínových motorů u letadel, neboť APUčka principálně fungují stejně, ale od kap. 4.2 se budu především zaobírat funkcí a konstrukcí APU jednotky, která souvisí s obsahem mé práce.

Ještě, než se začneme věnovat APU naplno, rád bych dodal, že není bezpředmětné zmínit v souvislosti s turbínou slovo „letadlo“, neboť i proudové motory, jsou hojně využívány v amerických tancích, konkrétně M1 Abrams, obr. 3.1, jen pro zajímavost tyto tanky mají výkon 1500 koňských sil a dokážou urazit na jednu nádrž (1900 litrů) až cca 570km, maximální rychlost tohoto obrněného zvířete na silnici je 72km/h a v terénu až 53km/h [58].



Obr. 4.1 [4] [8] Americký tank M1 Abrams s proudovým motorem AGT 1500

4.2 Auxiliary Power Unit

Auxiliary Power Unit, nebo-li pomocná energetická jednotka. APU jednotky jsou principem typu turbo-hřídelových spalovacích turbín menších rozměrů s připojeným generátorem elektrické energie, obvykle konstantních otáček, obr. 4.2.1 a obr. 4.2.2.



Obr. 4.2.1 [61] APS 3200 určena pro Airbus A320



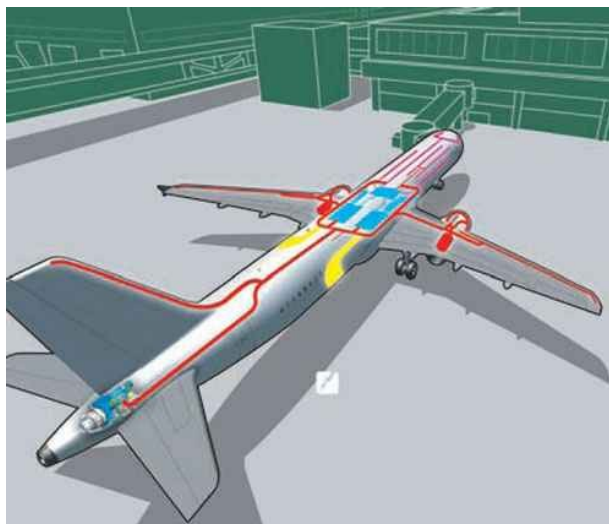
Obr. 4.2.2 [62] Sunstrand APS 5000 určena pro Boeing 787

Hlavní úkolem těchto generátorů je poskytnout letadlu energii (elektrickou, pneumatickou nebo hydraulickou v závislosti na konstrukci) ke startu hlavních motorů a dodávky vzduchu do systému klimatizace a přetlakování kokpitu pro pasažéry. Elektrická energie slouží také k napájení palubních systémů pro kontrolu letadla před vzletem. Některé APUčka mohou být připojeny k hydraulickému obvodu pro řízení letu nebo klapky před spuštěním motorů. Samotné APUčka jsou spuštěny pomocí elektrických startérů nebo hydraulických akumulátorů a jejich nejčastější umístění je na konci trupu letadla, obr. 4.2.3.



Obr. 4.2.3 [61] Výfukové potrubí na konci trupu u křidel letadel

Užitečná vlastnost APUček v zimě je rozvod horkého vzduchu po celém letadle pomocí izolovaného potrubí k roztání ledu v zimě, obr. 4.2.4. Hlavní motory po nastartování převezmou funkci dodávky energie a APUčko se může odpojit od sítě a zastavit. [53] [59] [60]



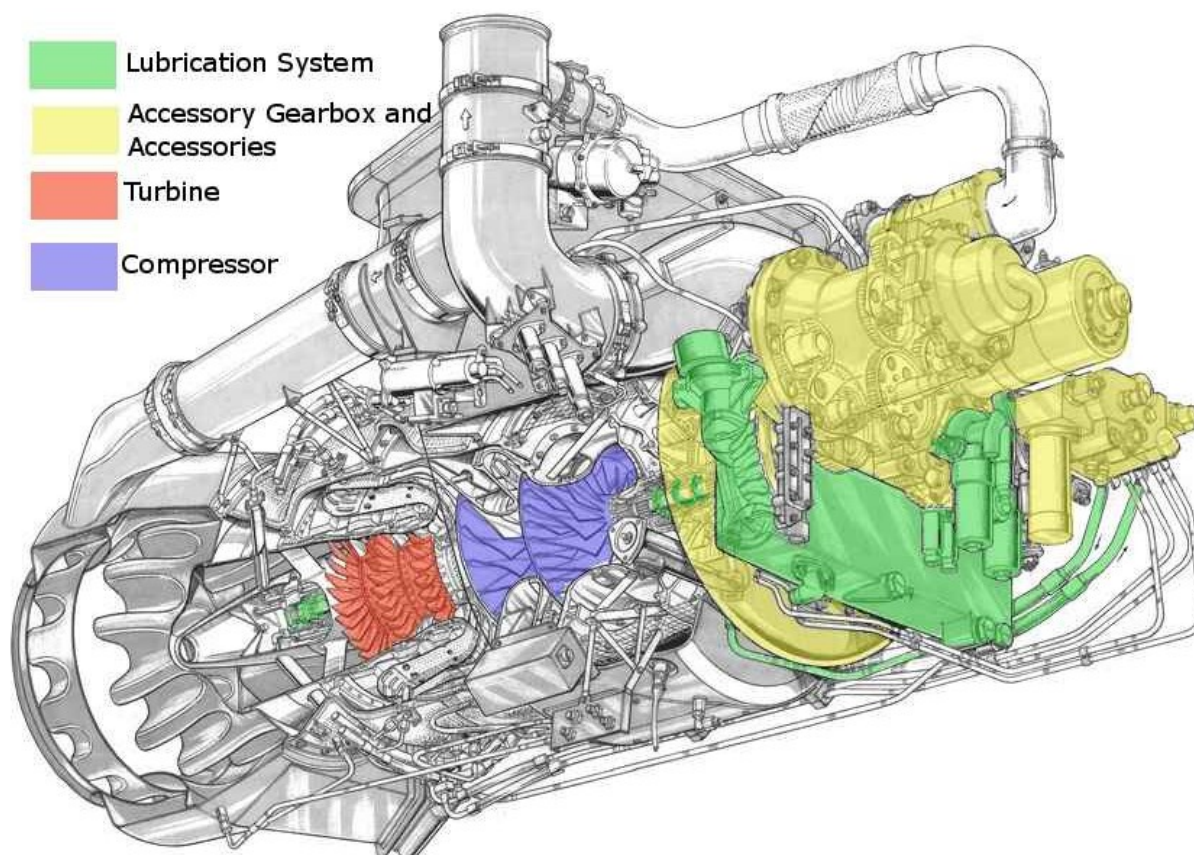
Obr. 4.2.4 [61] Schematická soustava rozmrazovacího potrubí

Tři hlavní podniky si konkurují na APU trhu v oblasti letectví (existují i pomocné jednotky pro nákladní automobily). Goodrich Corporation, United Technologies (prostřednictvím dceřiných společností Pratt & Whitney Canada a Hamilton Sundstrand) a Honeywell International Inc.

4.3 Konstrukce APU

Typická energetická jednotka pro dopravní letadla se dělí na tři hlavní sekce [59]:

- Výkonová (turbínová) sekce:
Obsahuje plynový generátor, který přes hlavní hřídel rozdělí všechnu energii APU. Na obr. 4.3.1 je červeně zobrazena turbínová sekce.
- Kompresorová sekce:
Kompresorová sekce zajistí dodávku stlačeného vzduchu do letadla, ačkoliv některé APUčka mají předimenzovaný kompresor, tudíž není potřeba dvou-kompresorových turbínek a dodávaný vzduch je z výkonové sekce. Na obr. 4.3.1 je modře vykreslena kompresorová sekce (kompresor s více lopatkami dodává klimatizační vzduch letadlu, kdežto druhý kompresor se stará o tlakový vzduch do spalovací komory).
- Převodovková sekce:
Tato sekce transformuje energii z výkonové sekce hlavního hřídele motoru na olejově chlazený generátor elektrické energie. Uvnitř převodovky je energie také převáděna na příslušenství motoru, jako je regulátor paliva, maziva a chladicího ventilátoru. Je zde připojen i APU startér. Na obr. 4.3.1 je žlutě vykresleno příslušenství s převodovkou a zeleně systém mazání.



Obr. 4.3.1 [63] APU Garrett – GTCP331-500;

zelená barva = systém mazání, žlutá = převodovka s příslušenstvím, červená = turbína, modrá = kompresory

4.3.1 Vstupní soustava

Ačkoliv se to nezdá, tak na vstupní soustavu do turbínového stroje je brán velký zřetel. Mezi hlavní požadavky na vstupní soustavu patří [53] [60]:

- Při průtoku do motoru nesmí vzniknout zbytečné ztráty
- Měnit kinetickou energii náporového vzduchu na tlakovou s co největší účinností
- Zabránit vniknutí cizích předmětů do motoru a vyvarovat se vzniku námraz

Stlačování vzduchu ve vstupní soustavě probíhá v ideálním případě adiabaticky, nicméně ve skutečnosti dochází ke ztrátám třením media o materiál, takže účinnost této přeměny zachování celkového tlaku vstupní soustavy bude:

$$\sigma_{vst} = \frac{p_{1c}}{p_{1c,i}} \quad (4.3.1.1)$$

kde: p_{1c} ... celkový tlak na konci vstupní soustavy

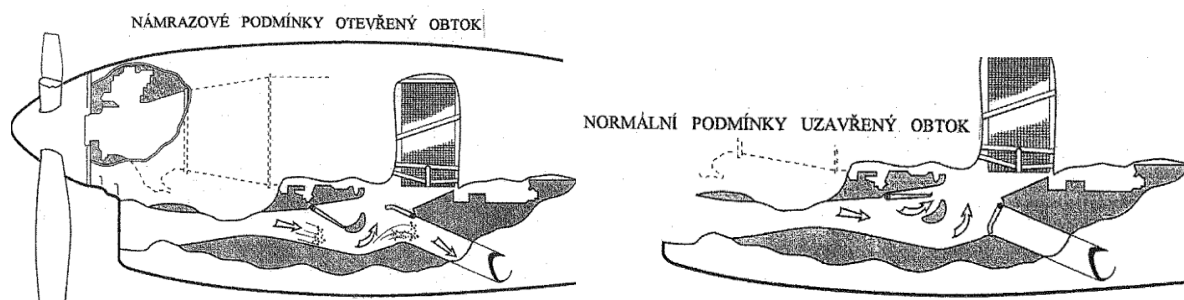
$p_{1c,i}$... celkový adiabatický tlak na konci vstupní soustavy

Hodnota účinnosti se pohybuje v rozmezí 0,96-0,99. Celkové stlačení vzduchu ve vstupní soustavě je dáno poměrem tlaků:

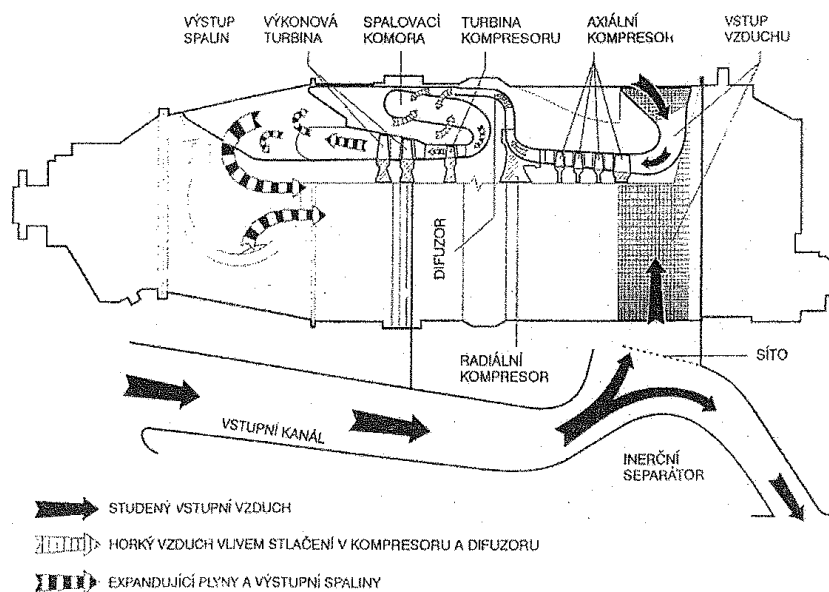
$$\pi_{vst,c} = \frac{p_{1c}}{p_0} \quad (4.3.1.2)$$

Při dodržení předpisů o vzdálenosti vstupní soustavy od země, nehrozí vniknutí písků či malých kamínků do motoru během brzdění nebo vzletu stroje, ty by mohli poškodit lopatkové části turbíny. Avšak u velkých dopravních letadel by pomocná zařízení velice zhoršovala vlastnosti motorů po celou dobu, proto odolnost motorů proti nasátí ptáků, musí výrobci prokázat certifikačními zkouškami.

U menších letadel jejich vstupní soustava má malou vzdálenost od země, je ochrana zajištěna pomocí náhlého ohybu proudu vzduchu na konci kanálu v motorové gondole, obr. 4.3.1.1. Pokud by přesto malé částice překonaly setrvačný odlučovač, je přímo pře kompresorem namontováno ochranné síto, obr. 4.3.1.2.

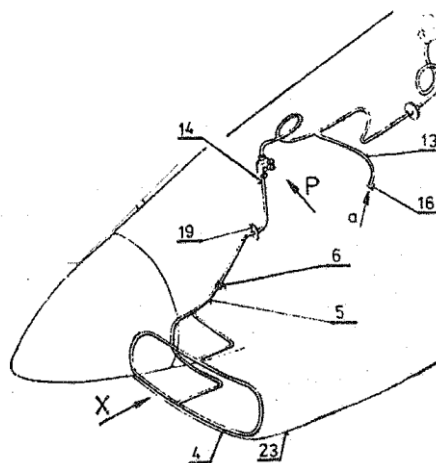


Obr. 4.3.1.1 [53] Dvoupolohový setrvačný odlučovač u motoru Pratt & Whitney Canada PT6A-42



Obr. 4.3.1.2 [53] Na obrázku je vidět ochranné síto před vstupem do axiálního kompresoru letounu IBIS Ae 270. Na obrázku je také vidět proudová cesta motorem.

Jedním ze způsobů, jak se vyvarovat namrzlým náběžným hranám je systém elektrického vyhřívání nebo využití horkého vzduchu přímo z kompresoru, obr. 4.3.1.3.



Obr. 4.3.1.3 [53] Schéma vyhřívání náběžné hrany; poz.č. 4 – potrubí s otvory pro výstup horkého vzduchu

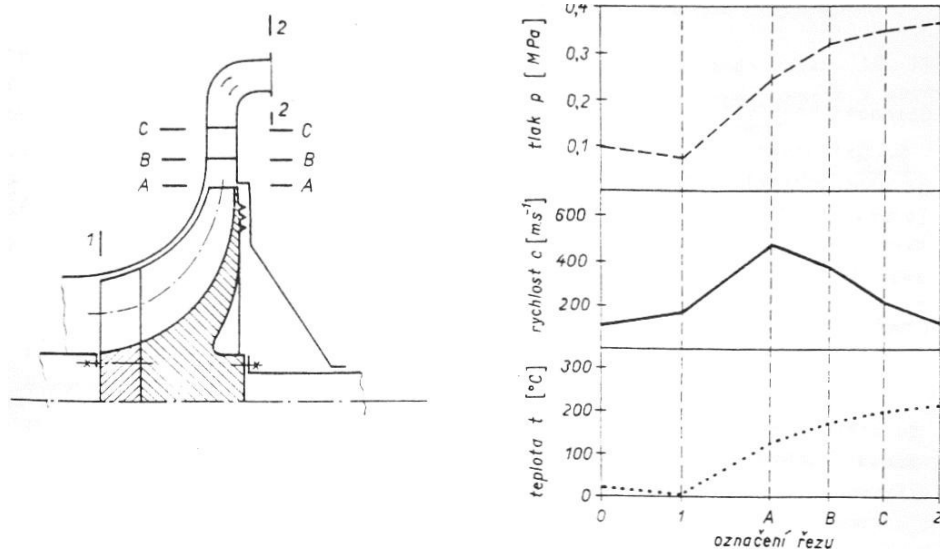
Mezi novodobou ochranou slotů, klapek, výskovek, směrovek křídel a náběžných hran je tzv. Anti-Icing Superhydrophobic Coating, vyvinutou skupinou výzkumníků z univerzity v Pittsburghu, univerzity v Kaliforni Riverside a Ross Technologi Corp., jež fascinovala studie „Lotusového efektu“ (obr. 4.3.1.4), jev při kterém kapky deště nemají téměř žádný kontakt s povrchem listu. Díky této studii představili ochranu povrchů nátěrem silikonové pryskyřice s příměsí SiO_2 , která nedovoluje uchycení námrazy, vzniklé v letových výškách, na letadlo. Zvláště výhodné se jeví nátěry s velikostí nano-částic pod 50nm, čím byla velikost částic menší, tím bylo horší udržet led na hliníkovém povrchu, obr. 4.3.1.4 [64][65].



Obr. 4.3.1.4 [64] [65] z leva: Umělecky znázorněn mikroskopický pohled na lotosový list; Hliníková destička pokryta nátěrem a bez nátěru, u destičky pokryté nátěrem led zůstává díky přimrzlému základu ledu ve vaně

4.3.2 Kompresor

Hlavní úkol kompresorů je poskytnout tlakovou energii vzduchu do spalovací komory, popř. dodávka vzduchu do klimatizace kokpitu letadla. Ke zvýšení tlaku a rychlosti média při průtoku pracovním prostorem dochází kontinuálně změnou hybnosti proudů, jinak řečeno kinetická energie se ve satorové části mění na tlakovou, obr. 4.3.2.1.



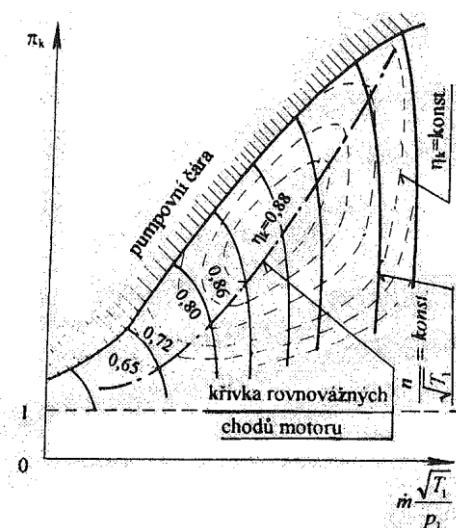
Obr. 4.3.2.1 [60] Řez stupni odstředivého kompresoru a jejich průběhy základních parametrů vzduchu

Abychom dokázali stlačit plyn, je potřeba vysokých obvodových rychlostí oběžných kol od $110 - 380 \text{ m s}^{-1}$ s otáčkami od $3000 - 80\,000 \text{ min}^{-1}$ [66]. Mezi hlavní požadavky na kompresor patří [53] [60]:

- Dodávat nepřetržitý tok určeného tlakového vzduchu
- Stabilně pracovat v širokém rozsahu režimu

Charakteristika kompresoru je závislost celkového tlakového poměru na hmotnostním toku vzduchu při konstantních otáčkách jeho rotoru. V této charakteristice je významná tak zvaná

mez stability, taky známá jako pumpovní čára, obr. 4.3.2.2. K jevu pumpování dochází při práci kompresoru, kdy proud se odtrhává od oběžných lopatek, přičemž směr průtoku vzduchu kompresorem se obrátí a stlačený vzduch se přefoukne do sání. Tento jev se projevuje zprvu pulzacemi až do úplné ztráty stability průtoku v celém kompresoru. Pumpování je velice nebezpečný jev, neboť může dojít i k zhasnutí plamene ve spalovací komoře [53]. Jev se projevuje silnými výbuchy (u staršího automobilu dochází k podobnému jevu při úniku tlaku „střílením do karburátoru“). Tento jev jsem viděl na vlastní oči a nedovedu si představit, jak musí vypadat detonace u obrovských kompresorů.

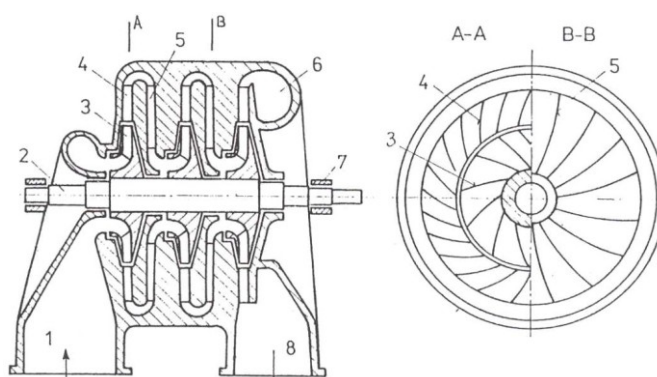


Obr. 4.3.2.2 [53] Charakteristika kompresoru

Díky vysokým rychlostem obtékání lopatek, je vlastnost kompresoru ovlivněna především jeho stlačitelností, proto je reprezentována Machovým číslem relativního proudění. Takže místo otáček a hmotnostního průtoku jsou v charakteristice kompresoru uvedeny redukované hodnoty otáček rotoru a průtok vzduchu kompresorem vyjadřující Machova čísla obvodové rychlosti otáčení rotoru a Machova čísla osové rychlosti vzduchu před kompresorem [53].

Dalším významným parametrem kompresoru je účinnost, může být definována jako polytropická nebo izoentropická.

Nedílnou součástí kompresoru jsou difuzory. Hlavní funkce difuzoru je měnit kinetickou energii vzduchu na tlakovou s patřičnou účinností vlivem lopatkového uspořádání statoru okolo oběžných kol kompresoru. Na obr. 4.3.2.3 pozice č. 4 znázorňuje lopatkový difuzor [60].



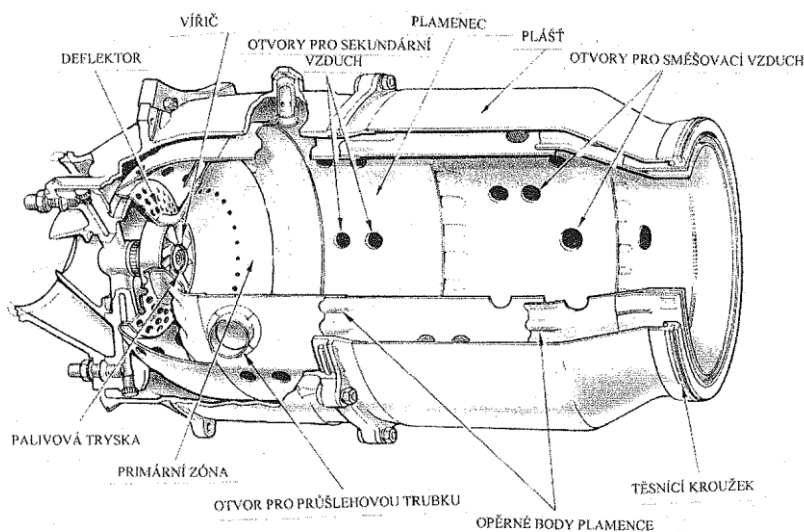
Obr. 4.3.2.3 [66] Řez třístupňovým radiálním turbokompresorem, pozice č. 4 - lopatkový difuzor

4.3.3 Spalovací komora

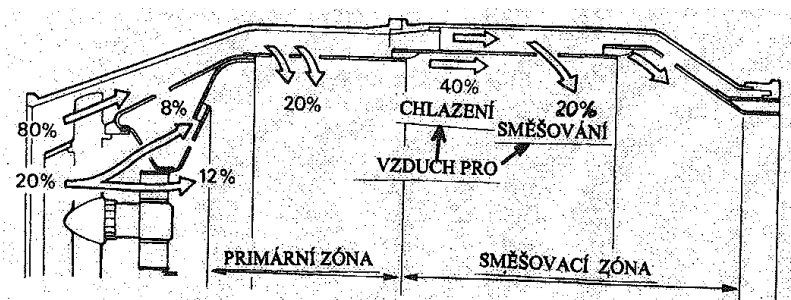
Hlavní úkolem spalovacích komor je transformace chemické energie paliva na energii tepelnou, kdy je do spalovací komory dodáván stlačený vzduch z kompresoru a palivo z trysek pro nezbytné k vytvoření zápalné směsi. Mezi hlavní požadavky na spalovací komory patří [53] [60]:

- Stabilní hoření směsi v celém rozsahu pracovního režimu
- Minimální znečišťování ovzduší
- Na výstupu ze spalovací komory zajistit bezpečné rovnoměrné tlakové, teplotní a rychlostní pole horkých plynů
- Bezpečné zapalování zápalné směsi za všech provozních podmínek

Hlavní díly spalovacích komor jsou plášť a plamenec, obr. 4.3.3.1. Plášť musí být navržen tak, aby odolával tlakům z kompresoru, dimenzování musí být zvýšené ještě o bezpečnostní rezervu. Ve vstupní části se vzduch dělí, menší část jde skrze lopatky víříče do primární zóny, kde se smísí s tlakovým palivem. Po zapálení je v jádru teplota okolo 2200°C , tato teplota je příliš velká i pro teplotně odolné materiály, proto spaliny přicházejí do směšovací zóny, kde jsou ochlazeny vlivem většího proudu vzduchu z kompresoru, který proudí těsně pod pláštěm a do této zóny se dostane skrze otvory, obr. 4.3.3.2, dále může tlaková energie spalin, o vhodné teplotě, pokračovat do rozvaděče vysokotlaké turbíny [53].



Obr. 4.3.3.1 [53] Trubková spalovací komora



Obr. 4.3.3.2 [53] Cyklus hoření a směšování ve spalovací komoře

Trubková a prstencová komora jsou dva základní typy spalovacích komor.

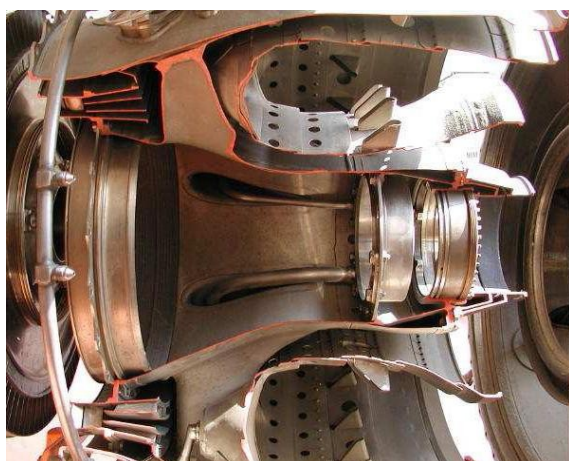
Prstencová spalovací komora má jedinou spalovací komoru tvořenou pláštěm a jediným prstencovým plamencem. Osy spalovací komory a motoru jsou totožné, obr. 4.3.3.3.

Trubková spalovací komora má kuželový nebo válcový tvar. Jejich počet je 7-15 a jsou umístěny symetricky s osou motoru. Spouštěcí trysky se nacházejí jen v některých plamencích, proto jsou jednotlivé komory propojeny tzv. průšlehovými trubkami. Jejich funkce není jen přenos plamene a vyrovnat případný rozdíl tlaků, ale i pomoci stabilizovat polohu plamenů, obr. 4.3.3.4.

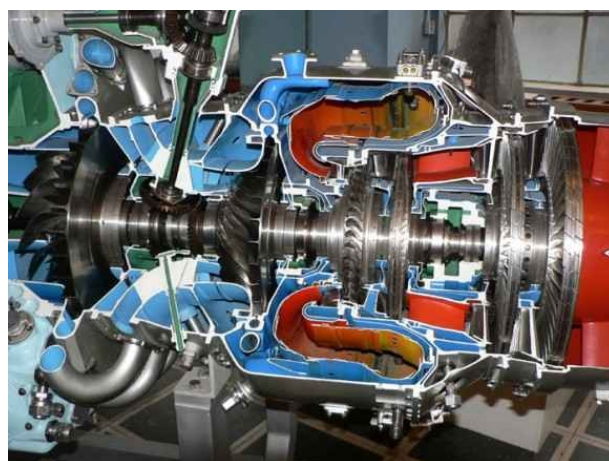


Obr. 4.3.3.4 [67] Trubkové spalovací komory motoru M701

Dnes se používají komory protiproude (obr. 4.3.3.5), je to modifikace prstencových spalovacích komor. Upřednostňují se hlavně za radiálními kompresory. V protiproudých komorách dochází k ohybu proudu, který vede ke snížení celkové termodynamické účinnosti tepelného oběhu, avšak hmotnost a celkové uspořádání motoru tyto ztráty kompenzují.



Obr. 4.3.3.3 [60] Prstencová spalovací komora motoru AI-25TL



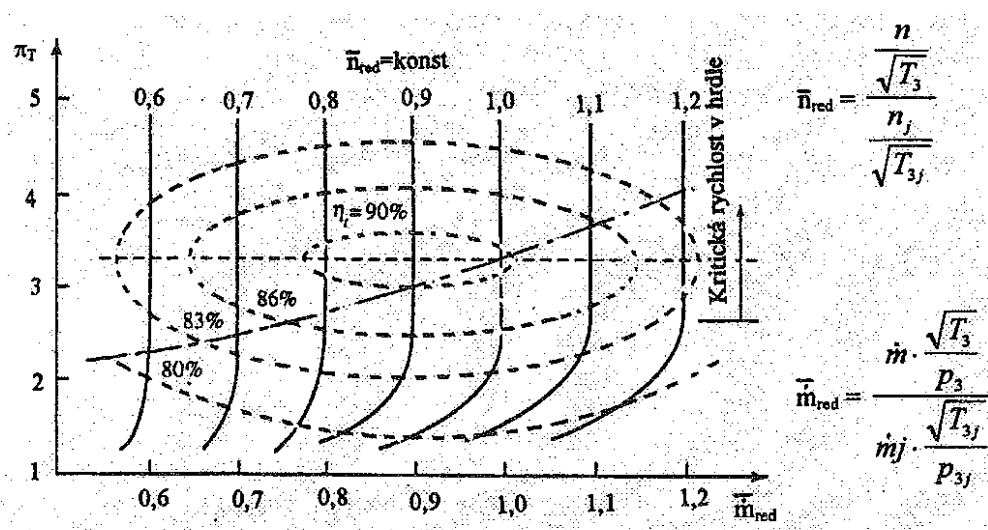
Obr. 4.3.3.5 [68] Protiproudá spalovací komora motoru M602

4.3.4 Turbína

Hlavní úkol turbíny je přeměna tlakové energie horkých plynů na mechanickou práci, proto mezi hlavní požadavky na turbíny patří [53] [60]:

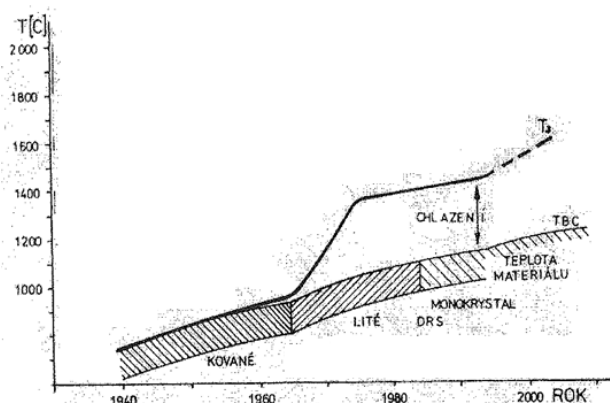
- Dosahovat ve všech režimech požadovaný výkon
- Spolehlivě pracovat při vysokých teplotách a vysokých otáčkách
- Bezchybná a přesná montáž

Jako existuje charakteristika kompresoru, tak se zavedly i charakteristiky turbín, obr. 4.3.4.1. V oblastech nadkritických tlakových poměrů jsou charakteristiky turbíny totožné s charakteristikou trysky bez ohledu na otáčky rotoru. Z tohoto důvodu by nebylo možné vyjádřit pole účinnosti jako u kompresorů, proto je charakteristika turbíny ve formě, kde na ose „x“ je uveden součin redukovaných hodnot hmotnostního průtoku a otáček.



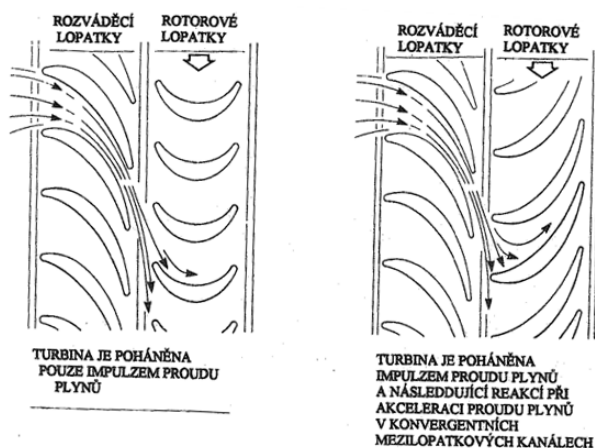
Obr. 4.3.4.1 [53] Charakteristika turbíny, T_3 a p_3 je teplota a tlak plynů před turbínou, T_{3j} a p_{3j} je jmenovitá teplota a tlak před turbínou

Oběžné lopatky a celé turbínové rotory tvoří podstavu turbínových motorů. Turbínové lopatky a celé sestavy turbín prošly během 60. let složitým vývojem, např. vzrůst teploty před turbínou od čtyřicátých let do roku 2000 zobrazuje, obr. 4.3.4.2.



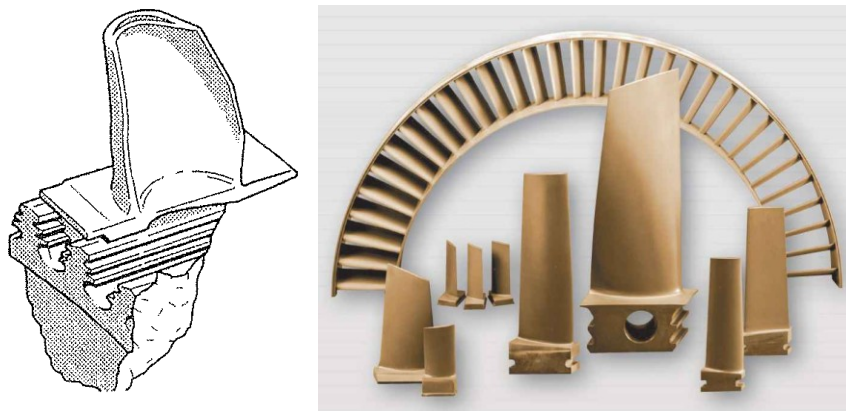
Obr. 4.3.4.2 [53] Graf růstu teplot před turbínou za období 60 let

Turbínové stupně motorů jsou výhradně axiální, jen na starších méně výkonných typech motorů existovaly radiální. Schéma uspořádání rozváděcích a rotorových lopatek, pro dva rozdílné typy turbín, je zobrazeno na obr. 4.3.4.3. Na levé straně obrázku je vidět upořádání rovnotlakého (impulsního) typu. Expanze probíhá jenom v rozváděcích lopatkách, kdežto na pravé straně expanze probíhá i v rotorové části.



Obr. 4.3.4.3 [53] Schéma uspořádání lopatek

Z požadavků maximálního tahu, výkonu a účinnosti motoru je potřeba i maximálních otáček rotoru turbíny a tím pádem i uchycení lopatek, nejvíce se osvědčilo stromečkové uchycení (zámek), obr. 4.3.4.4.

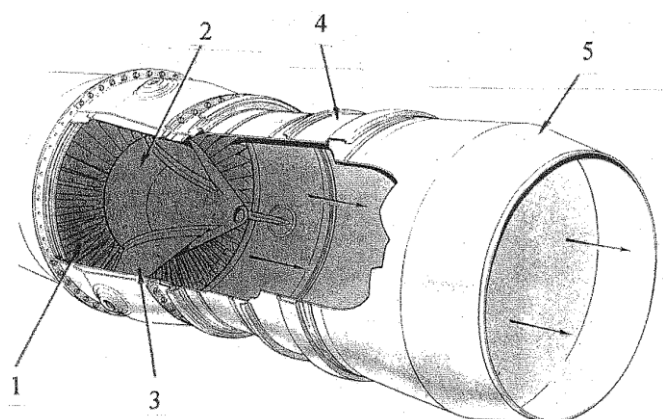


Obr. 4.3.4.4 [53] [69] zleva: Stromečkový zámek; obdoba stromečkového uchycení lopatek

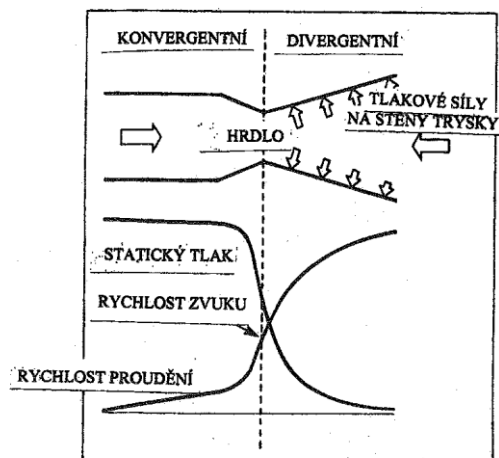
4.3.5 Výstupní soustava

Výstupní tryska má jeden hlavní úkol, zajistit výtok spalin v určitém směru k dosažení maximálního dopřenného tahu motoru u proudových pohonů a maximálního přídavného tahu u pohonů turbovrtulových. Při průchodu tryskou dochází k expanzi plynu a jeho urychlení, vlivem tohoto urychlení se zvyšuje průtoková hybnost proudu plynu a vzniká tak užitečný tah. Důležitým parametrem je velikost průřezu výstupní trysky, tímto parametrem ovlivníme teplotu před turbínou a průtočné množství. Jelikož výstupní rychlost z turbíny nemá osový směr, je

potřeba pomocí žebër, která spojují vnitřní kužel umístěný za turbínou s vnějším pláštěm, tuto skutečnost zajistit k dosažení maximální účinnosti tah, obr. 4.3.5.1 [53].

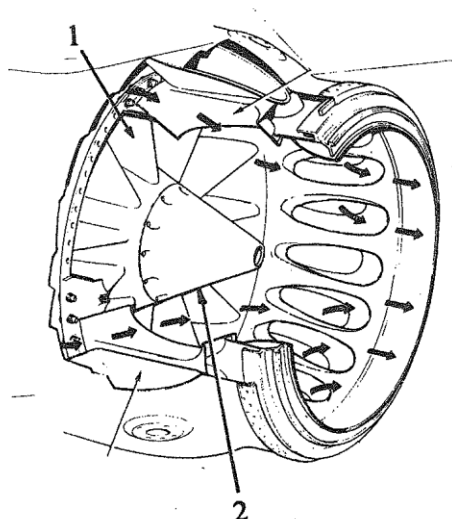


Obr. 4.3.5.1 [53] Výstupní soustava proudového motoru;
1 – oběžné lopatky koncového stupně turbíny, 2 –
výstupní kužel, 3 – žebra, 4 – prodlužovací část výstupní
trysky, 5 – konvergentní výstupní hnací tryska

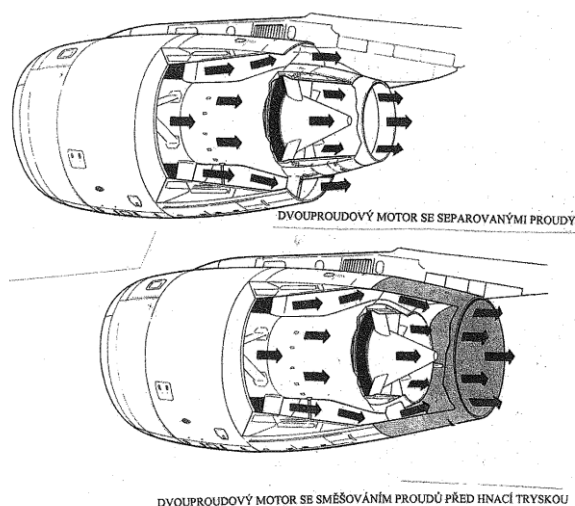


Obr. 4.3.5.2 [53] Průběh rychlostí a tlaku
v konvergentně – divergentní trysce

Značný hluk ovlivněný expanzí a výtokem plynů z výstupní trysky bývá tlumeno směřováním studeného a horkého proudu plynu ve společné výstupní trysce (obr. 4.3.5.3) pro motory s malým obtokovým poměrem a pro motory s velkým obtokovým poměrem jsou to buď trysky oddělené, nebo opět společné, obr. 4.3.5.4 [53].

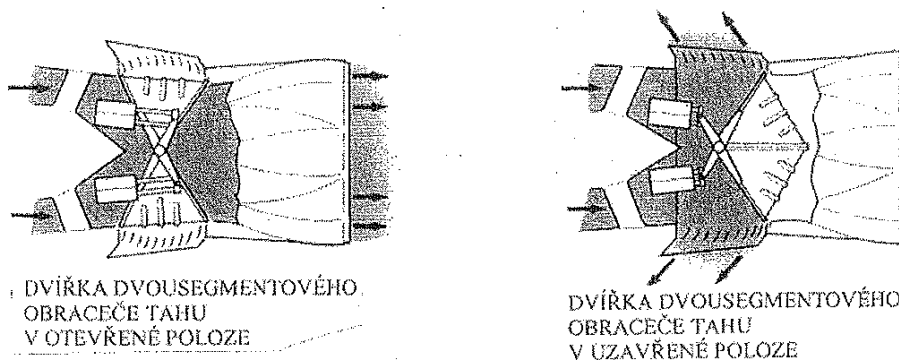


Obr. 4.3.5.3 [53] Směšovací výstupní
tryska pro motor s malým obtokovým
poměrem

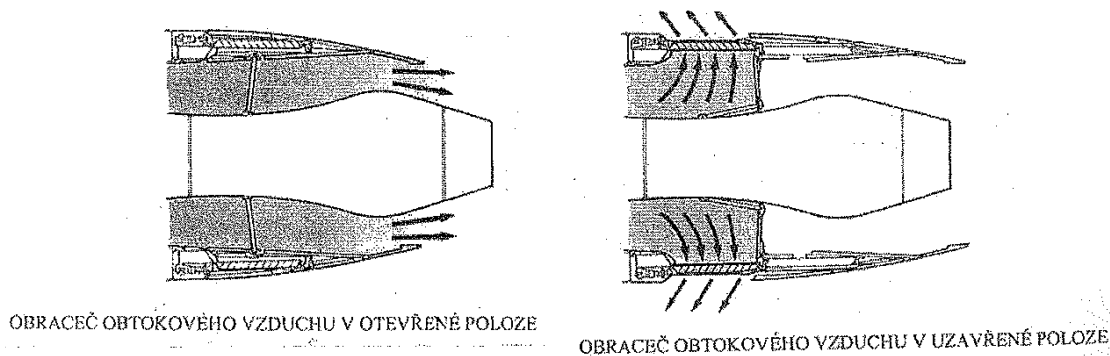


Obr. 4.3.5.4 [53] Horní obr. znázorňuje oddělené
trysky pro motor s velkým obtokovým poměrem;
dolní obr. znázorňuje společné trysky pro motor
s velkým obtokovým poměrem

Určitě jste někdy v amerických filmech viděli záběr z kokpitu letadla, jak pilot křičí po dosednutí letadla na runway: „Zařadit zpětný chod!“ Avšak, není tím myšleno reverzování otáček motoru, ale aplikace obraceče tahu, obr. 4.3.5.5 a obr. 4.3.5.6. Obraceče mají za úkol snížit rychlost a dráhu letadla během přistávání. Jsou tvarovány tak, aby při spuštění se hlavní průřez trysky uzavřel a otevřely se boční klapky, které změni směr tahu (protitah) [53].



Obr. 4.3.5.5 [53] Obraceč tahu u proudového motoru



Obr. 4.3.5.6 [53] Obraceč tahu u dvouproudového motoru, u tohoto typu motoru se provádí jen na studeném proudu

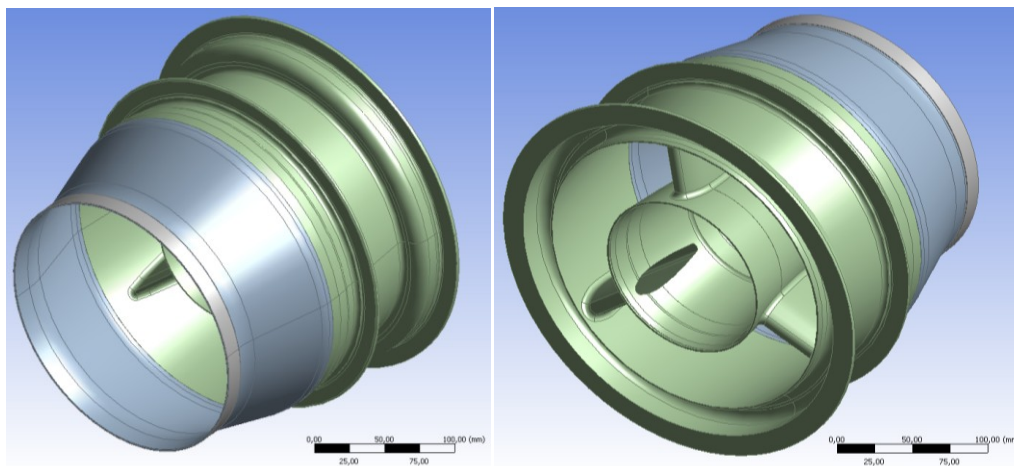
5. Turbínová skříň APU 131 - 9B

Účelem této diplomové práce je provedení studie možností manuálního vyrovnání ložiskové skříňe turbíny 131-9B APU. Konkrétně se jedná o část svařence (suknice), kde dochází vlivem technologických procesů a následným svařením k hlavnímu dílci (odlitku) k pokřivení geometrie, proto udávaná tolerance ovality suknice, uváděná ve výkresové dokumentaci, musí být dosažena pomocí manuálního vyrovnání. Mým úkolem je stanovit maximální přípustné síly pro toto vyrovnání, aby bylo dosaženo požadované výkresové tolerance v závislosti na vlastnostech materiálu. Pro názornost a snadnější pochopení situace, jsou jednotlivé dílce rozebrány níže, v kapitole 5.1.

V příloze č. 1 můžete vidět jednotku APU 131-9A, a sice má rozdílné značení než je v mém zadání, ale analyzovaný dílec je stejný (poslední písmeno poskytuje pouze informaci o konfiguraci motoru), popř. na obr. 4.3.1 se tento dílec nachází u výkonové sekce. Dílec slouží k uchycení ložisek hlavní hřídele pro pohon turbíny a kompresoru a zároveň plní funkci výfukového potrubí spalín.

5.1 Popis skříňe APU 131 - 9B

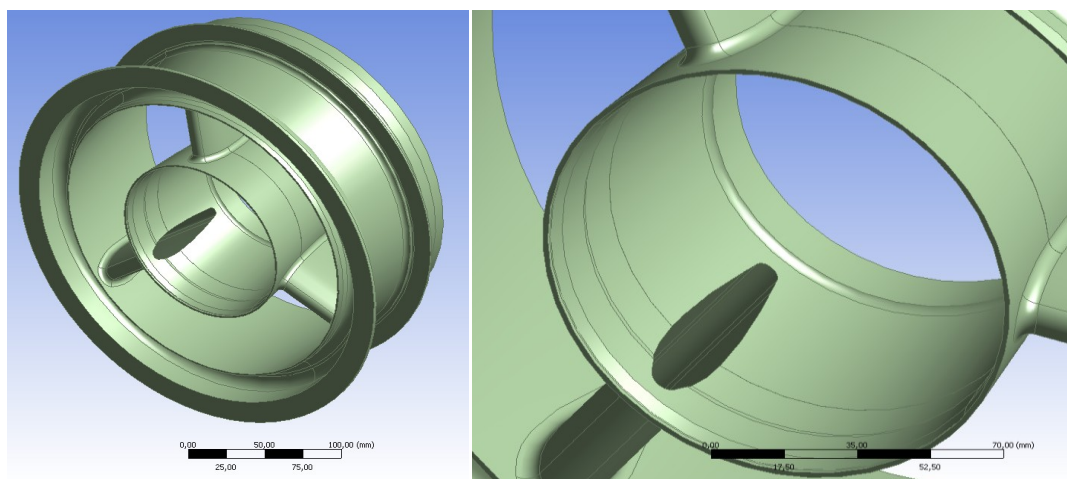
Turbínovou skříň tvoří tři části, odlitek, suknice a obruč, které jsou navzájem spojeny svařem jako finální produkt, obr. 5.1.1, přičemž obruč je jako první přivařena na suknicu a v druhém kroku je suknicu s obručí přivařena k odlitku.



Obr. 5.1.1 Ložisková skříň APU 131 – 9B

5.1.1 Odlitek

Nejrobustnější částí celé sestavy je odlitek ložiskové skříně z materiálu INCONEL 718 (obr. 5.1.1.1). Po odlití hrubého kusu na řadu přichází tepelné zpracování žíhání a vytvrzování, dále pak obrábění dosedacích ploch. Odlitek je po vytvrzení velmi křehký, proto jakákoliv vyrovnávací operace je nemožná, aniž bychom zapříčinili porušení celistvosti tělesa. K odlitku je svařovací metodou TIC přivařena suknice, obr. 5.1.1.

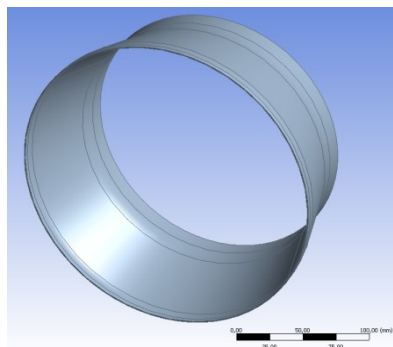


Obr. 5.1.1.1 Odlitek

Na obr. 5.1.1.1 nejsou vidět díry v přírubě z důvodů zjednodušení modelu poskytnutého společností Honeywell. Za povšimnutí určitě stojí „duté“ tři nosníky, které drží plášť s přírubami. Jak to u letadel tradičně bývá, šetří se každý kilogram materiálu a navíc si troufám říct, že 99% kritických napětí se vyskytuje na povrchu, proto je zbytečná hmota uvnitř.

5.1.2 Suknice

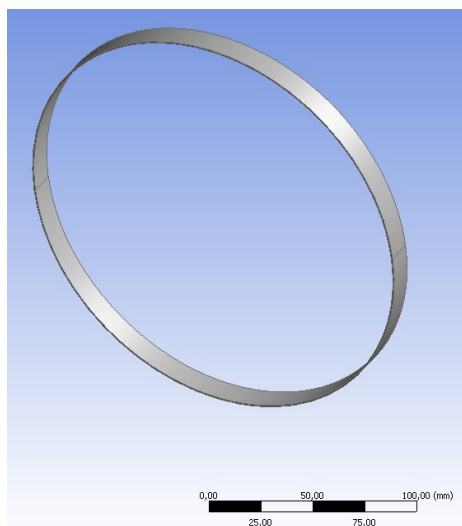
Předmětem této práce je tento plechový dílec z materiálu INCONEL 718, který má být podroben termální a následně strukturální analýze, obr. 5.1.2.1. Taktéž tento dílec je podroben tepelnému zpracování žíhání a vytvrzování. Po tepelném zpracování vykazuje typické chování pružinového materiálu. Suknice je na konci osazena obručí a po obvodu bodovým svařováním spojena.



Obr. 5.1.2.1 Suknice

5.1.3 Obruč

Obruč plní funkci zvýšení tuhosti konce suknice, která je náchylná k rezonančním frekvencím vyvolané chodem APU, obr. 5.1.3.1. Společně se suknicí je podrobena vyrovnávání, obr. 5.1.1.



Obr. 5.1.2.1 Obruč

6. Vytvoření adekvátního konečno - prvkového modelu a následná analýza geometrie skříně po svařování

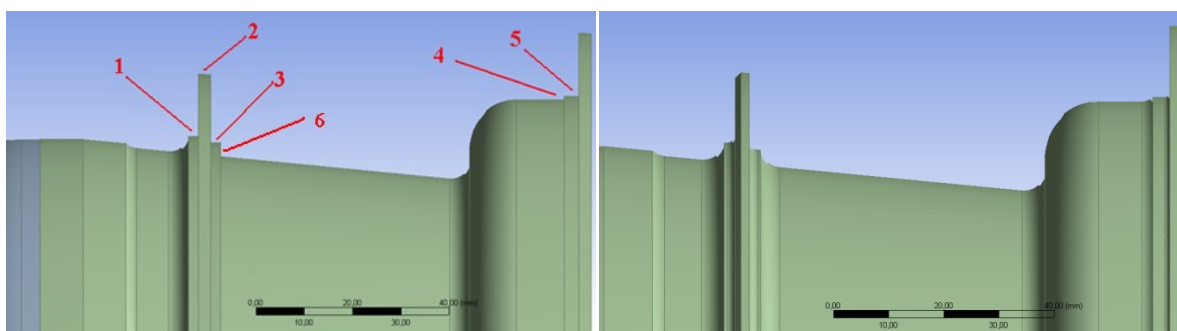
Po obdržení modelu turbínové skříně APU 131-9B z programového prostředí Catia verze 5.17, firmou Honeywell, bylo potřeba zjednodušit geometrii pro snadnější vytvoření mapované sítě v programovém prostředí Ansys 12.1. Workbench. Při zjednodušení geometrie (zápichy, zaoblení atd.) byl brát zřetel na kvantitu elementů a rovněž tak i kvalitu výsledků.

Hlavní účel této analýzy je určit, zda svarová housenka po vychladnutí má význačný význam na pokrivení geometrie suknice vlivem zbytkových napětí po svařování.

6.1 Zjednodušení geometrie

6.1.1 Zápichy a zaoblení:

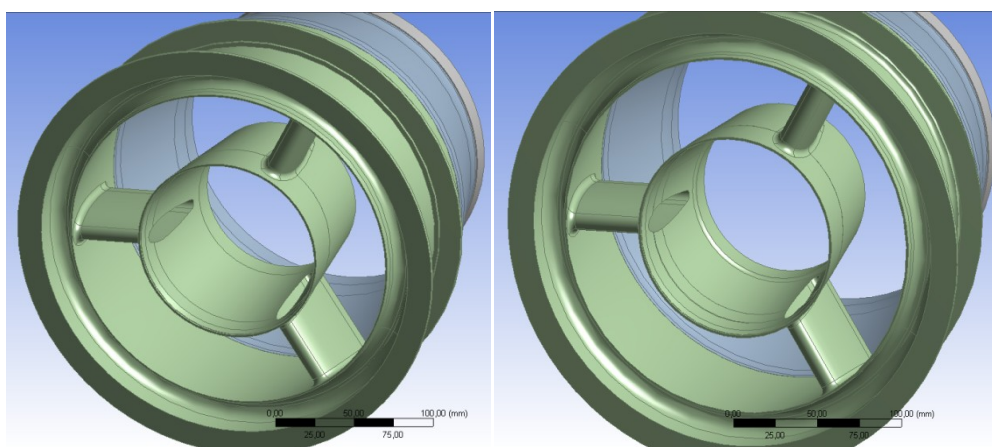
Na obr. 6.1.1.1 je zobrazena zjednodušená geometrie skříně. Body 1,3,4,5,6 ukazují místa zaoblení, bod 2 je místo zkosení. Velká zaoblení a zaoblení v blízkosti svaru byla ponechána.



Obr. 6.1.1.1 z leva: Zjednodušená geometrie; Originální geometrie

6.1.2 Zápich uvnitř skříně pro ložisko:

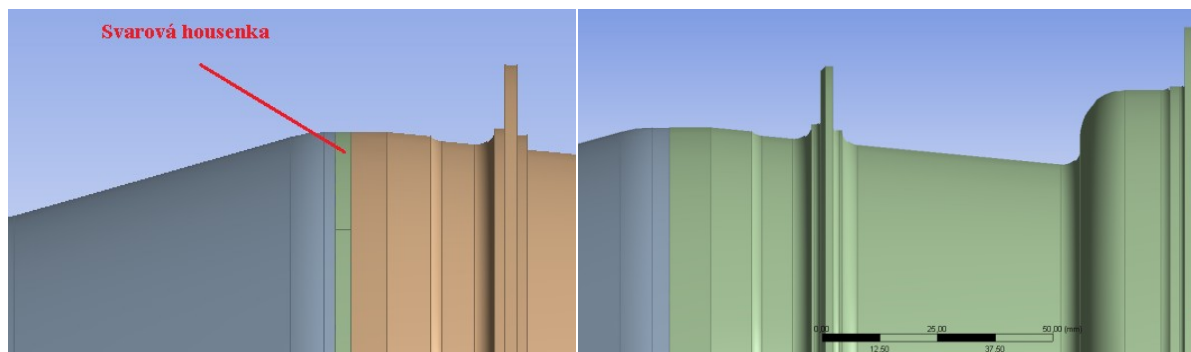
Na obr. 6.1.2.1 je vidět odstraněný zápich pro ložisko. Zápich je lépe vidět na obr. 5.1.1.1.



Obr. 6.1.2.1 z leva: Zjednodušená geometrie; Originální geometrie

6.1.3 Implementace svarové housenky:

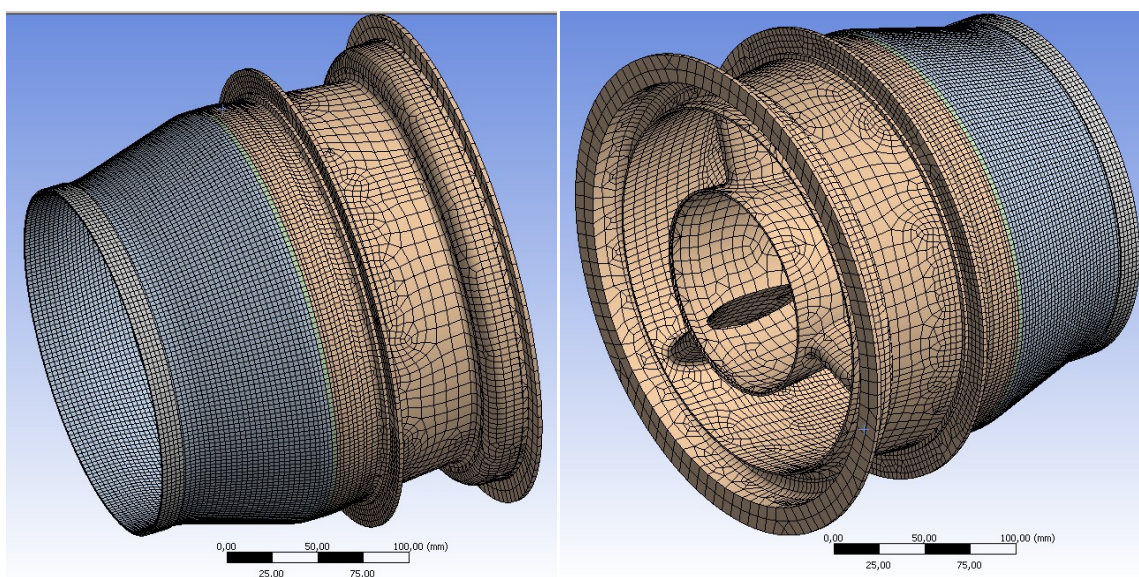
Na obr. 6.1.3.1 je zobrazená (zelený proužek) implementovaná svarová housenka o šířce 3mm. Tato šířka se shoduje s šířkou reálné housenky, která byla změřena společností Honeywell.



Obr. 6.1.3.1 z leva: Implementovaná svarová housenka; Originální model

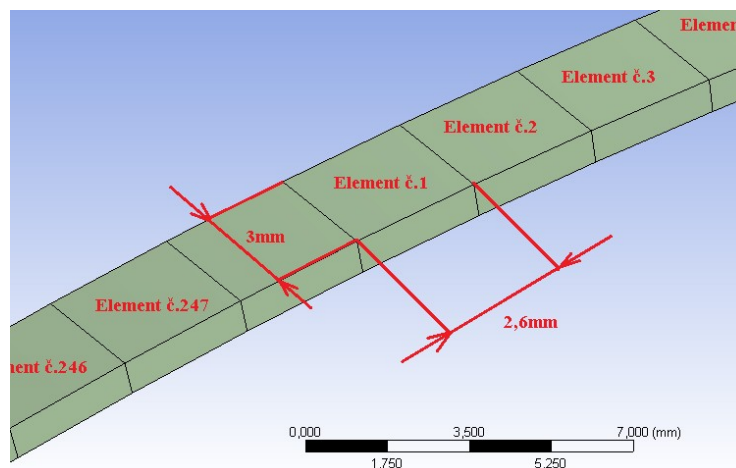
6.2 Konečno - prvková síť

Celkový matematický model byl vytvořen z cca 171000 uzlů a 43000 elementů, typů *SOLID90*, *CONTA174*, *TARGE170* a *SURF152*, popis jednotlivých elementů je uveden v kap. 6.3. Odlitek byl vysítován pomocí metody *Hex Dominant Method* (*Free face mesh type = Quad/Tri*) s velikostí elementů 9 a 3 mm a tvoří FE model s cca 33 500 elementů a 100 000 uzly. U suknice byl nastaven typ síťování *Multizone* (*Mapped mesh type = HEXA*) a *Body Sizing* (*Element Size = 3mm*), obr. 6.2.1. Suknice obsahuje cca 8 500 elementů s 60 000 uzly. U obruče byl nastaven typ síťování *Multizone* (*Mapped mesh type = HEXA*) a *Body Sizing* (*Element Size = 3mm*) obruč obsahuje cca 1000 elementů s 8 500 uzly.



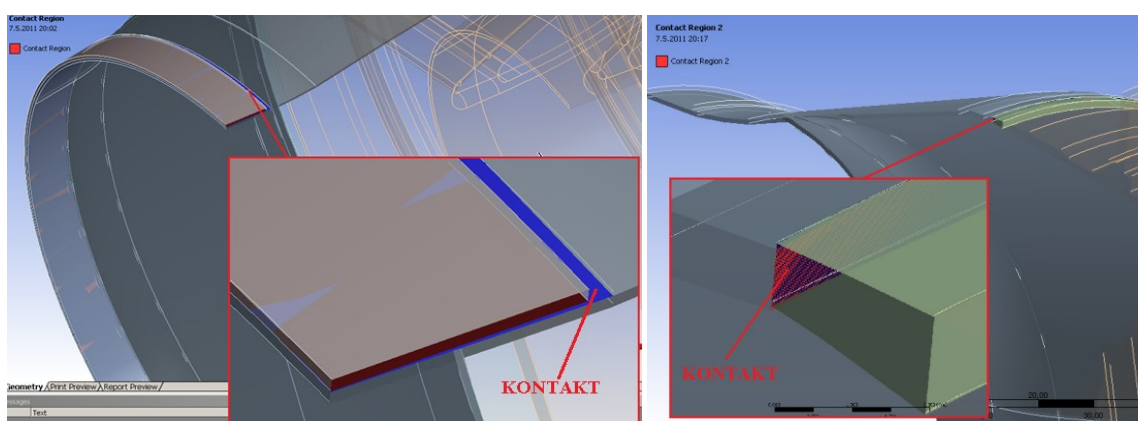
Obr. 6.2.1 Síť svařence

Svarová housenka byla vysítována pomocí funkce *Multizone* (Mapped mesh type = HEXA) a *Body Sizing* (*Element Size* = 3mm). Velikost elementů byla volena záměrně v relaci s rychlostí svařování. Dle obr. 6.2.2 je patrné, že elementy jsou záměrně uspořádaný vedle sebe a pomocí funkce *Mesh Numbering* bylo ovlivněno číslování elementů pro snadnější manipulaci při vytváření makra simulace svařování. Svarová housenka je vytvořená z elementu *SOLID 90* a *SURF152* v asociaci na *SOLID90* jsou vytvořeny elementy *TARGE170* a *CONTA174*. Svarová housenka obsahuje celkem 248 elementů s 2796 uzly.

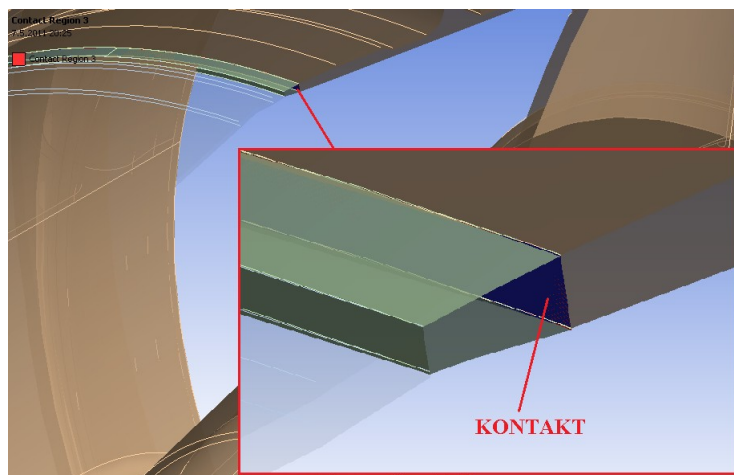


Obr. 6.2.2 Síť svarové housenky

Mezi jednotlivými částmi svařence je potřeba definovat kontaktní vlastnosti FE modelu. Jelikož ve výsledku jsou všechny díly k sobě přivařeny, byl definován typ kontaktu *Bonded* (přenáší tahové i tlakové síly, chování jako by byl kontakt „slepený“) ve všech možných místech kontaktů a typ formulace *MPC-Multipoint Constrains*. Velká výhoda MPC formulace spočívá v eliminaci kontaktní tuhosti. Tento kontakt se chová lineárně, a tudíž není potřeba iteračních metod k řešení. Na obr. 6.2.3 jsou zobrazeny kontakty mezi suknicí a obručí, suknicí a svarovou housenkou a nakonec svarovou housenkou a odlitkem.



Obr. 6.2.3 z leva: Kontakt mezi suknicí a obručí; Kontakt mezi suknicí a svarovou housenkou



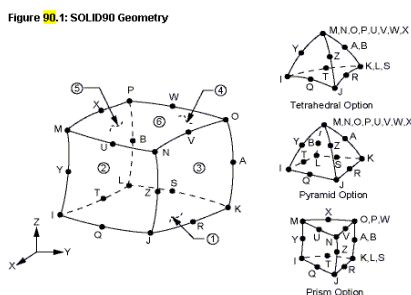
Obr. 6.2.4 Kontakt mezi svarovou housenkou a odlitkem

6.3 Typy použitých elementů

Popis následujících elementů je citován z [70].

SOLID90:

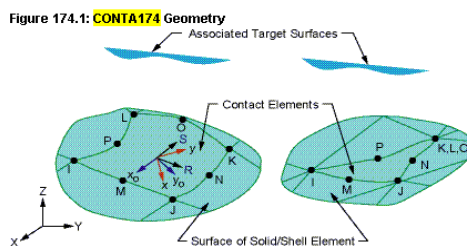
SOLID90 je vyšší verze osmi uzlového teplotního elementu *SOLID70*. Tento element má 20 uzlů s jedním stupněm volnosti, teplota, na každý uzel. *SOLID90* je aplikovatelný na transienční 3-D termické úlohy a analýzy ustáleného stavu [70].



Obr. 6.3.1 [70] SOLID90

CONTA174:

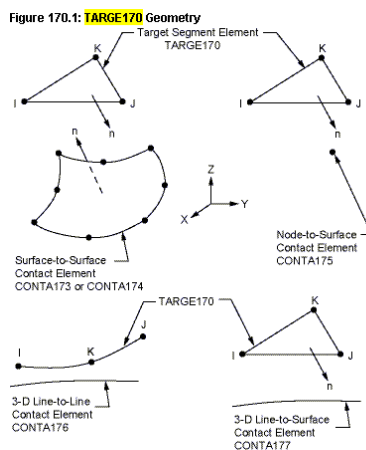
CONTA174 je používán k zachycení kontaktu a posuvů mezi 3D *target* povrchy včetně deformovatelného povrchu tělesa. Element je aplikovatelný na oblast 3-D strukturálních a vázaných kontaktní analýz. Tento element se nachází na površích 3-D *solid* nebo *shell* prvků s mezi uzly, např. *SOLID95*, *SOLID 122*, *SHELL281* atd. Má stejné geometrické vlastnosti jako prvek, s nímž je spojen, obr. 6.3.4. Tento element používá následující stupně volnosti: posuvy (u_x , u_y , u_z), teplotu, elektrické napětí a magnetický potenciál. *CONTA174* je asociován s elementem typu *TARGE170*.



Obr. 6.3.4 [70] CONTA174

TARGE170:

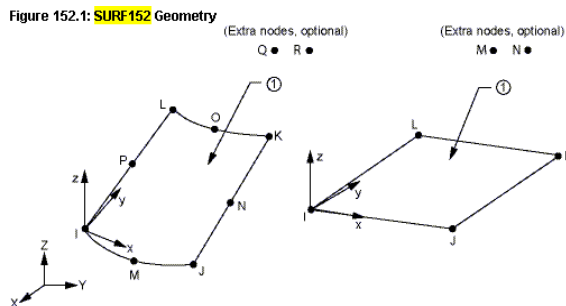
TARGE170 [70] je používán k reprezentaci různých 3-D *target* ploch se souvisejícími kontaktními elementy, např. *CONTA174*, *CONTA177*. Kontaktní prvky samy o sobě překrývají *solid*, *shell* nebo *link* elementy popisující hranici deformovatelného tělesa a jsou potenciálně v kontaktu s *target* povrchem definovaným *TARGE170*, obr. 6.3.5. Můžete zavést posuv, rotaci, teplotu, elektrické napětí a magnetický potenciál na *target* části elementu, stejně tak síly a momenty.



Obr. 6.3.5 [70] TARGE170

SURF152:

SURF152 [70] může být použit pro různé zatížení a aplikace efektů na povrch elementu. Tento element může být použit pro tzv. překrytí všech 3-D termálních prvků, např. *SOLID90*. Tento prvek je aplikovatelný pro 3-D termální analýzy. Tento prvek je vhodný, pokud se v analýze objevují různé zatížení na površích současně.



Obr. 6.3.6 [70] SURF152

6.4 Materiálové vlastnosti INCONEL 718

Pro simulaci svařování byly použity následující materiálové vlastnosti pro žíhaný a vytvrzovaný materiál Inconel 718. Citováno z: [72], [73], [74], [75]. Pro definování bilineárního modelu byly použity údaje z [76].

Chemické složení INCONEL 718 v [%]													
Al	B	C	Co	Cr	Cu	Fe	Mn	Mo	Nb+Ta	Ni	P	S	Ti
0,2-0,8	0,002-0,006	0,02-0,08	max. 1	17-21	max. 0,3	11,184-24-578	max. 0,35	2,8-3,3	4,7-5,5	50-55	max. 0,015	max. 0,015	max. 0,35

Tab. 6.4.1 [72] Chemické složení Inconel 718

Fyzikální a mechanické vlastnosti INCONEL 718						
	°F	°C	poisson [-]	E [GPa]	Teplotní konduktivita [W/mK]	Tepelná roztažnost [1/°C*10E-6]
Hustota po žíhání [kg/m ³]	70	21,1	0,294	200	11,4	-
8193,25	100	37,7	0,291	198,6	-	-
Hustota po žíhání a vytvrzení [kg/m ³]	200	93	0,288	195,8	12,5	13,2
8220,93	300	149	0,28	193	-	-
Teplota tavení [°C]	400	204	0,28	190,3	14,4	13,5
1260-1336	500	260	0,275	186,8	-	-
Měrné teplo [J/kg °C]	600	315	0,272	184	16,2	13,9
435	700	371	0,273	180,6	-	-
Latentní teplo [J/kg]	800	426	0,271	177,9	17,9	14,4
227000	900	482	0,272	174,4	-	-
Mez kluzu [MPa]	1000	537	0,271	170,9	19,6	14,6
1193	1100	593	0,276	166,8	-	-
Mez pevnosti [MPa]	1200	649	0,283	163,4	21,3	15,1
1455	1300	704	0,292	158,6	-	-
Tangent Modulus [MPa]	1400	760	0,306	153,8	23,2	16
1056	1500	815	0,321	146,9	-	-
	1600	871	0,331	139,3	25	-
	1700	926	0,334	129,6	-	-
	1800	982	0,341	120	26,8	-
	1900	1037	0,366	109,6	-	-
	2000	1093	0,402	98,6	28,7	-

Tab. 6.4.2 [73], [74], [75] Fyzikální a mechanické vlastnosti Inconel 718

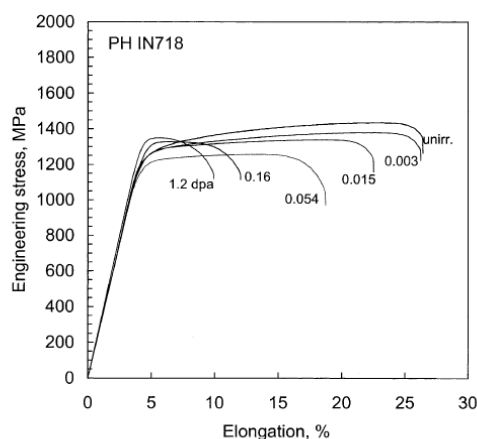


Fig. 2. Engineering stress-strain curves of precipitation-hardened IN718 at various doses.

Obr. 6.4.1 [76] z leva: Zdroj dat pro definování bilineárního modelu

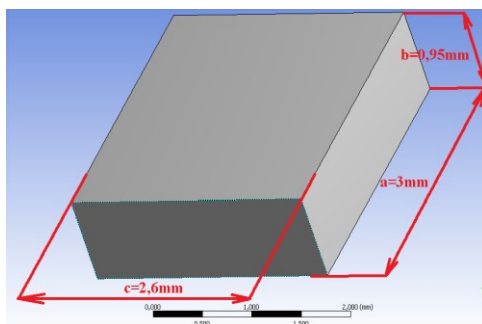
6.5 Simulace svařování

Hlavním předmětem této analýzy je určit, zda zbytkové napětí po svařování, ovlivní geometrii suknice s obručí natolik, že bude potřeba zvolit jiný technologický postup komplementace. Obruč k suknici je svařena bodovými svary a nevykazuje téměř žádné pokřivení geometrie, které by bylo v rozporu s výkresovou tolerancí, tudíž toto svařování je bráno za irelevantní a dále se budu zabývat jen svařováním suknice k odlitku, obr. 6.1.3.1, metodou TIG.

Dle informací, poskytnutých společností Honeywell, je rychlost posuvu svařování cca $v = 3 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$, celkový čas svařování dvou dílců, včetně úchytných bodových „slepenců“, je cca 10 minut.

6.5.1 Výpočet přivedeného tepla na jeden element svarové housenky

Všechny definované materiálové vlastnosti pro INCONEL 718 jsou převzaty z kap.6.4.



Obr. 6.5.1 Geometrie elementu svarové housenky

Matematický model neuvažuje teplo pro přeměnu fáze základního materiálu, proto je nutné tuto skutečnost vykompenzovat simulaci navýšením teploty tavení. Teplo jež se podílí na přeměnu fáze beze změny teploty v okolí svarové housenky (dále SH) se nazývá latentní [71]. Při simulaci svařování tedy nestačí zahřát element svarové housenky (dále ESH) na teplotu taveniny $T_{2e}=1336^{\circ}\text{C}$, ale na teplotu daleko vyšší, aby bylo jednak zajištěno dokonalé prohřátí (spojení) i v okolí svaru a zároveň kompenzována absence latentního tepla. Celkové teplo přivedené do ESH se musí rovnat součtu tepla latentního a tepla potřebného pro roztavení materiálu. Z rovnice celkového přivedeného tepla můžeme určit teoretickou teplotu a teplotní tok *Heatflux* potřebný pro aplikaci okrajové podmínky na povrch ESH.

Výpočet objemu ESH:

$$V_e = a \cdot b \cdot c = 3 \cdot 2,6 \cdot 0,95 = 7,61 \cdot 10^{-6} \text{ L} \quad (6.5.1)$$

Výpočet hmotnosti ESH:

$$m_e = V_e \cdot \rho_e = 7,61 \cdot 10^{-6} \cdot 8220 = 6,091 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \quad (6.5.2)$$

Výpočet tepla potřebného pro roztavení ESH [54]:

$$Q_{t_e} = c_{p_e} \cdot m_e \cdot (T_{2_e} - T_{1_o}) = 435 \cdot 6,091 \cdot 10^{-5} \cdot (1336 - 20) = 34,84 J \quad (6.5.3)$$

Výpočet latentního tepla potřebného pro změnu fáze materiálu ESH:

$$Q_{l_e} = q_{718} \cdot m_e = 227000 \cdot 6,091 \cdot 10^{-5} = 13,83 J \quad (6.5.4)$$

Výpočet celkového tepla potřebného ke svařování dílců:

$$Q_{SUM} = Q_{t_e} + Q_{l_e} = 34,84 + 13,83 = 48,69 J \quad (6.5.5)$$

Výpočet teploty ESH potřebné ke svařování dílců [54]:

$$Q_{SUM} = c_{p_e} \cdot m_e \cdot (T_{ESH} - T_{1_o}) \Rightarrow T_{ESH} = \frac{Q_{SUM} + T_{1_o} \cdot c_{p_e} \cdot m_e}{c_{p_e} \cdot m_e} = 1858^\circ C \quad (6.5.6)$$

Výpočet tepelného výkonu za 1s:

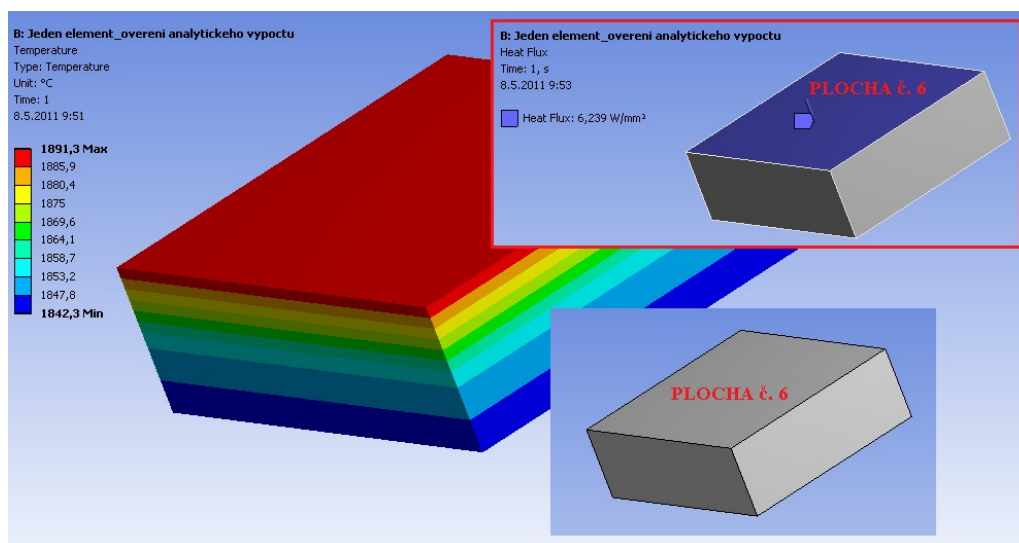
$$P_e = \frac{Q_{SUM}}{t_e} = \frac{48,69}{1} = 48,69 W \quad (6.5.7)$$

Výpočet tepelného toku:

$$Q_{Hflux} = \frac{P_e}{A} = \frac{48,69}{2,6 \cdot 3} = 6,239 \frac{W}{mm^2} \quad (6.5.8)$$

Ověření analytického výpočtu pomocí MKP:

Byla nastavena transientní analýza s délkou časové průběhu 1s. Rozměry jednoho elementu matematického modelu viz. obr. 6.5.1. Na povrch č. 6 byla aplikována okrajová podmínka (dále BC) $Heatflux=6,239 W/mm^2$, obr.6.5.2. Odebrané teplo stěnami není uvažováno.



Obr. 6.5.2 Výsledek transientní analýzy pro jeden element

Pokud provedeme algebraický průměr maximální a minimální hodnoty dostaneme, že průměrná hodnota v celém ESH je $T_{ESH}=1866^{\circ}\text{C}$. Pokud porovnáme výsledky s analytickým výpočtem (6.5.6), zjistíme, že chyba je cca 0,4%. Výsledky si korespondují, tudíž bude analytický výpočet tepelného toku brán jako startovní hodnota BC pro počáteční simulaci svařování při ladění matematického modelu.

6.5.2 Makro simulace svařování

Algoritmus makra byl vytvořen v klasickém rozhraní Ansys 12.1, ten pak upraven a vložen do Ansys 12.1 Workbench. Níže jsou popsány jednotlivé kroky makra.

/config,nres,3000	! Ansys 12.1 má implicitně nastaveno ukládání max. 1000 výsledku, výsledky simulace přesahují tuto hodnotu, proto je potřeba upravit nastavení na min. 3000.
/PREP7	! Přepnutí do preprocesoru
/TITLE,Simulace svarovani	! Definování titulků
FINISH	! Vstup do základní úrovně Ansys 12.1
/SOL	! Přepnutí do řešiče
CMSEL,A,HOUSENKA248	! Selektce komponenty "HOUSENKA 248"

Pro napočítání potřebných parametrů komponenty „HOUSENKA248, jsem použil funkci *get. Tyto parametry dále využívám pro snadnější manipulaci s makrem.

*get,pocetELEM,ELEM,0,count	! Počet elementů v housence
*get,maxelem,elem,0,num,max	! Číslo max. elementů v selekci
*get,minelem,elem,0,num,min	! Číslo min. elementů v selekci
*get,dalsielem,elem,minelem,nxth	! Číslo dalšího elementu
*get,minnode,node,0,num,min,	! Číslo min. nodu v selekci

Allsel

FINISH	! Ukončení preprocesoru
/SOL	! Vstup do řešiče

! SAMOTNÁ SIMULACE SVAŘOVÁNÍ:

! Definované parametry

HF=18500	! Tepelný tok Heatflux [mW/mm^2]
TEPOKOL=22	! Teplota okolí [$^{\circ}\text{C}$]
CAS=2	! Čas prodlevy před zahájením posuvu elektrody [s]
DT=0.85	! Deltim [s]
KONV=5E-3	! Konvekce [$\text{mW}/\text{m}^2 \text{ K}$]
Bulk=22	! Bulk teplota [$^{\circ}\text{C}$]

ANTYPE,4	! Nastavení simulace " Thermal Transient"
TRNOPT,FULL	
LUMPM,0	
OUTRES,ERASE	

OUTRES,ALL,ALL

! Aplikace okolní BC 22°C v 1.Load stepu (dále LS)

TIME,0.1	! Počátek 1. LS v čase 0,1s
AUTOTS,0	! Time integration "off"
DELTIM,0.1, , ,1	
KBC,1	! Stepped "on"
TSRES,ERASE	
TUNIF,TEPOKOL,	! Aplikace BC okolního prostředí na 22°C
LSWRITE,1	! Zapsání 1.LS

! Aplikace HFLUX a CONVECTION BCs 2.LS

! 1.Krok

*do,i,minelem,63,1 ! Počátek cyklu simulace

TIME,CAS	! Časová prodleva při svař. byla nastavena na 2
sekundy	
AUTOTS,1	! Time integration "on"
DELTIM,DT, , ,1	
KBC,1	!Stepped "on"
TSRES,ERASE	

SFE,i-1,6,CONV,0,KONV, , ,	! Aplikace BC konvekce na ESH, povrch č. 6 o hodnotě parametru KONV
SFE,i-1,6,CONV,2,Bulk, , ,	! Aplikace BC bulk temperature, povrch č. 6 o hodnotě parametru Bulk
SFE,i,6,HFLUX, ,HF,,	! Aplikace BC Heatflux na povrch č.6 o hodnotě parametru "HF"

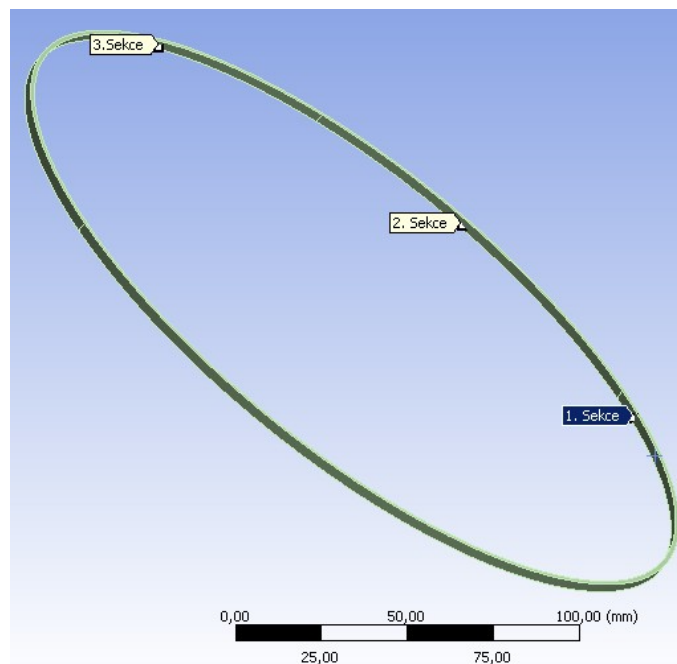
LSWRITE,CAS,	! Zapsání jednotlivých LS v relaci s časem
CAS=CAS+1	! Přírůstek času +1 do dalšího cyklu
*enddo	! Konec cyklu

! Dodatečná úprava BC

SFEDELE,63,All,HFLUX	! Odstranění BC Heatflux na posledním ESH č. 63
SFE,63,6,CONV,0,KONV, , ,	! Aplikace BC konvekce na ESH č. 63, povrch č. 6 o hodnotě parametru KONV
SFE,63,6,CONV,2,Bulk, , ,	! Aplikace BC bulk temperature, povrch č. 6 o hodnotě parametru Bulk

.

Jelikož poskytnutý model turbíny byl rozdělen na několik nesymetrických částí, z tohoto důvodu byla stejně tak rozdělena i implementovaná svarová housenka. Díky této skutečnosti došlo k nevzestupnému očíslování elementů po vysítování a proto bylo nutné aplikovat cyklus svařování do několika kroků. První krok začíná od 1. elementu až do 63., druhý krok od 207. do posledního ESH, třetí krok od 126. do 206., čtvrtý krok od 64. do 125, jednotlivé sekce SH jsou zobrazeny na obr. 6.5.2.1



Obr. 6.5.2.1 Svarová housenka rozdělená na jednotlivé sekce

Při svařování, v okolí svarové housenky, byly aplikovány BC nucené konvekce o hodnotě $15\text{W/m}^2\text{K}$, jinak řečeno bylo uvažováno ofukování atmosférou. Po svařování dochází k přirozenému chlazení svařence, proto musí být znovu definovány BC přirozené konvekce na povrchy v blízkosti SH, viz. obr. 6.6.1.

SF,Suknice_out_1,CONV, 5E-3, Bulk	! Aplikace přirozené konvekce po svařování
SF,Odlitek_out_1,CONV, 5E-3, Bulk	! Aplikace přirozené konvekce po svařování
SF,Housenka_out ,CONV, konv, Bulk	! Aplikace přirozené konvekce po svařování

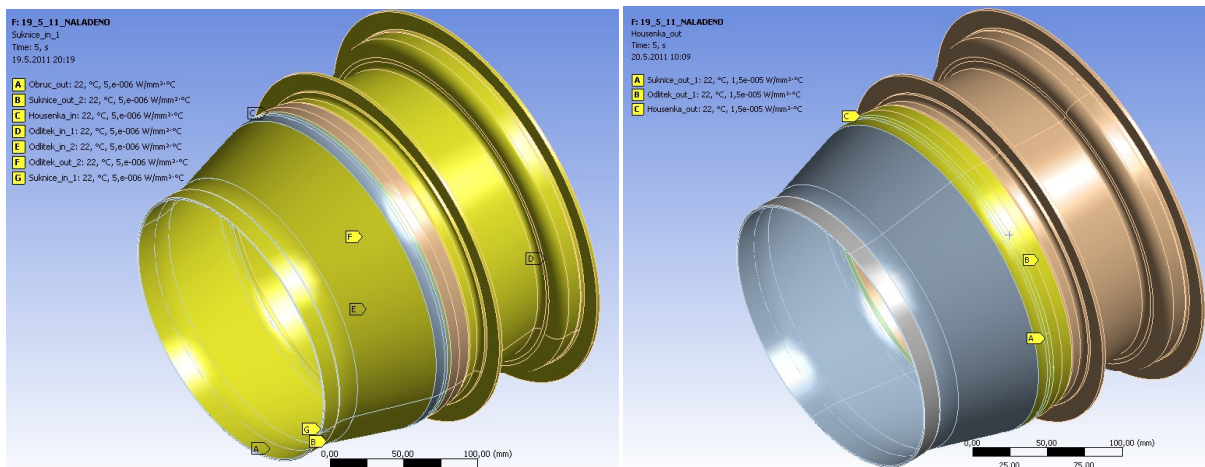
TIME,CAS+250	! Čas potřebný k zchlazení svařence – 4,2 minuty =
250s	
AUTOTS,1	! Time integration "on"
DELTIM,DT, , ,1	
KBC,1	
TSRES,ERASE	
LSWRITE,CAS,	! Poslední LS – zchlazení svařence
LNSRCH,1	! Line search "on"
OUTRES,ERASE	
OUTRES,ALL,5	! Zapsání (uložení) každého 5. sub-stepu
LSSOLVE,1,CAS,1,	! Spuštění řešení všech Load Stepu
FINISH	! Vstup do základní úrovně Ansys 12.1

Pro jasnější názornost je hlavní myšlenka postupu simulace svařování a zároveň i okrajové podmínky jednotlivých LS vysvětleny v kap. 6.6 na obr. 6.6.2 - 6.6.6.

6.6 Okrajové podmínky

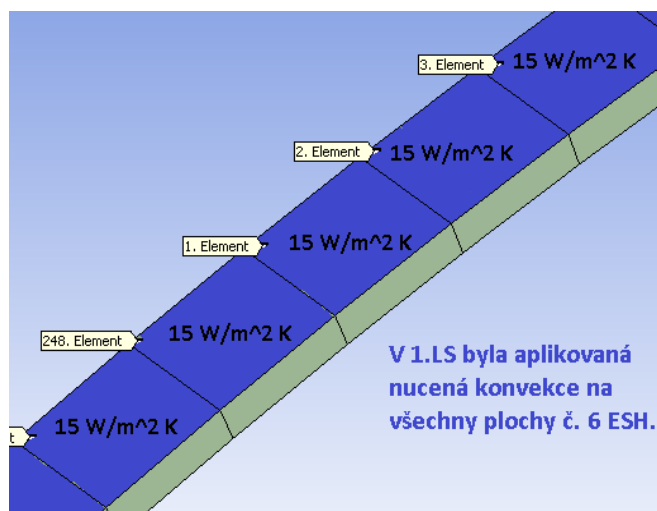
Teplota okolí byla stanovena na 22°C. Od 1. - 249. LS byly aplikovány BC typu nucená a přirozená konvekce na všechny stěny svařence, a to:

- Dle [77] nucená konvekce na stěny v blízkosti svarové housenky; $KONV = 15 \text{ W/m}^2 \text{ K}$, obr. 6.6.1 vpravo. Tyto stěny byly definovány jako *Named Selection* a to: Obruc_out, Suknice_in_1, Suknice_out_2, Odlitek_in_1, Odlitek_in_2, Odlitek_out_2, Housenka_in.
- Dle [77] přirozená konvekce na ostatní stěny; $KONV = 5 \text{ W/m}^2 \text{ K}$, obr. 6.6.1 vlevo. Tyto stěny byly definovány jako *Named Selection* a to: Suknice_out_1, Odlitek_out_1, Housenka_out.

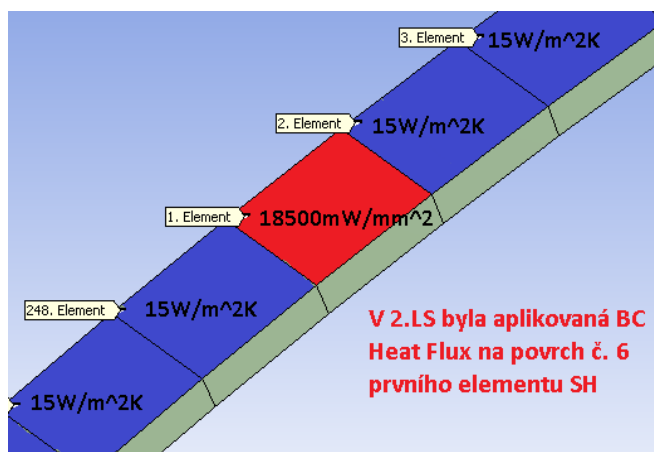


Obr. 6.6.1 z leva: Přirozená konvekce; Nucená konvekce v blízkosti SH

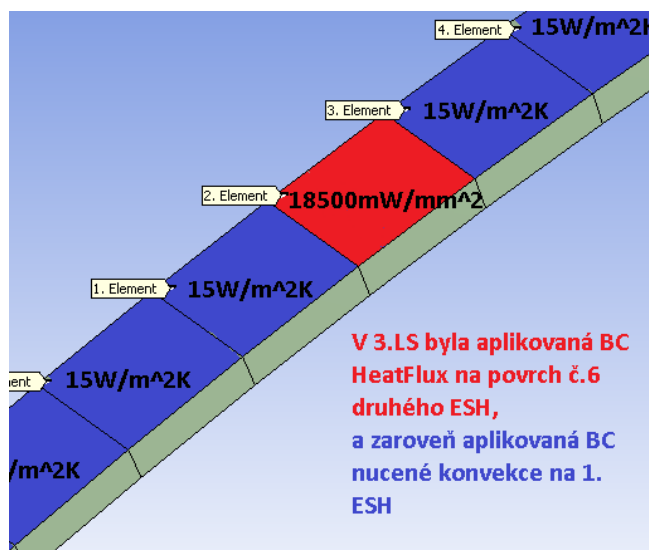
Mezi 1. a posledním 249. LS dochází k aplikaci BC $HeatFlux = 18500 \text{ mW/mm}^2$ na povrch elementu č. „i“ a zároveň aplikaci BC konvekce na povrch elementu č. „i-1“. Názorná ukázka postupu aplikace BCs na svarovou housenku je ukázáno na obr. 6.6.2 – 6.6.4. a obr. 6.6.6. Tepelná podmínka $HeatFlux$ byla zvětšena oproti (6.5.6) z kap. 6.5.1 o trojnásobek a to z důvodu, že do výpočtů MKP ani analytického řešení nebyl zahrnut odvod tepla.



Obr. 6.6.2 1.LS simulace svařování

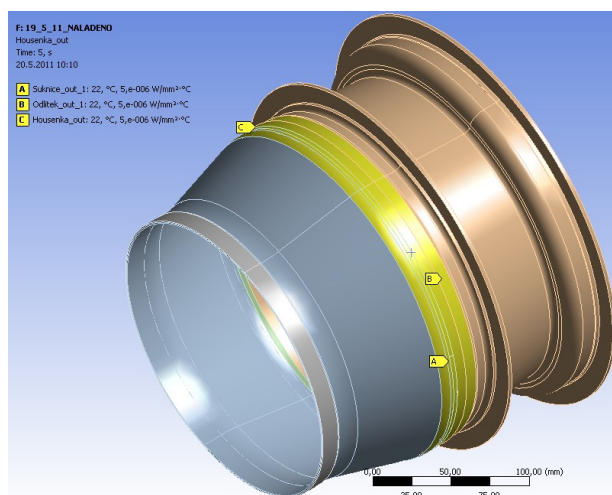


Obr. 6.6.3 2.LS simulace svařování

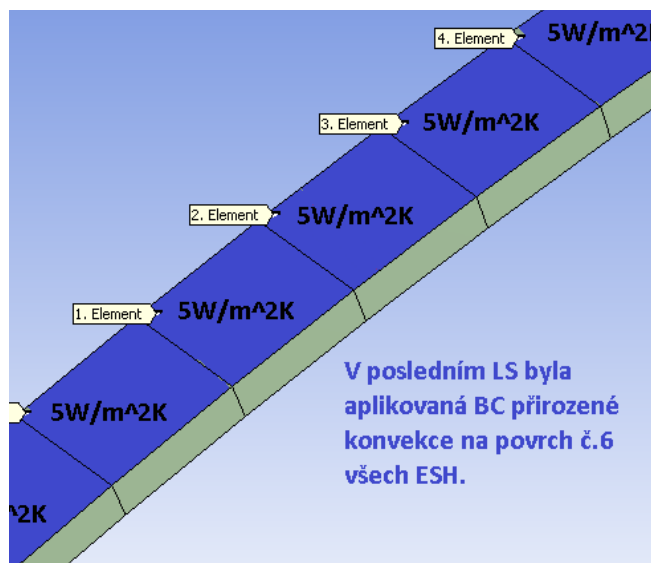


Obr. 6.6.4 3.LS simulace svařování

V posledním 250. LS dochází k ochlazení svařence, tudíž je potřeba předdefinovat BC nucené konvekce na přirozenou konvekci, čili z původních $KONV = 15 \text{ W/m}^2 \text{ K}$ na $KONV = 5 \text{ W/m}^2 \text{ K}$, včetně svarové housenky, obr. 6.6.5. a obr.6.6.6. Dále byl zvolen čas chladnutí cca 4 minuty, tj. 250 s.



Obr. 6.6.5 Předefinování přirozené konvekce v blízkosti SH v posledním 250. Load Stepu

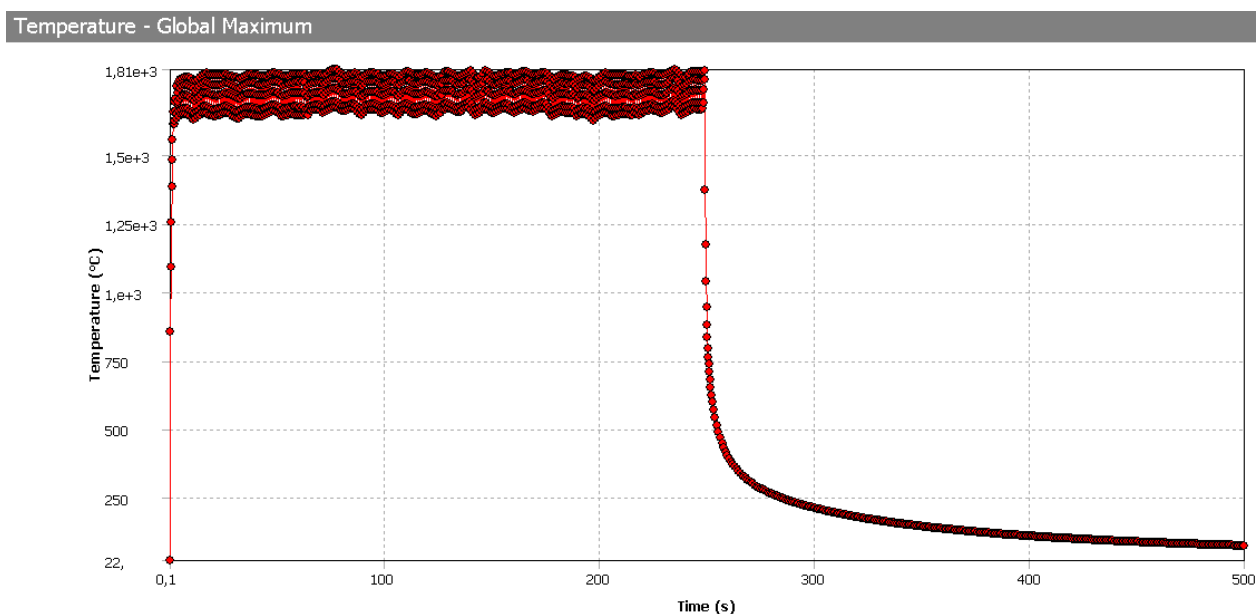


Obr. 6.6.6 Aplikace BC přirozené konvekce v poslední 250. LS simulace svařování na svarovou housenku

6.7 Výsledky simulace svařování

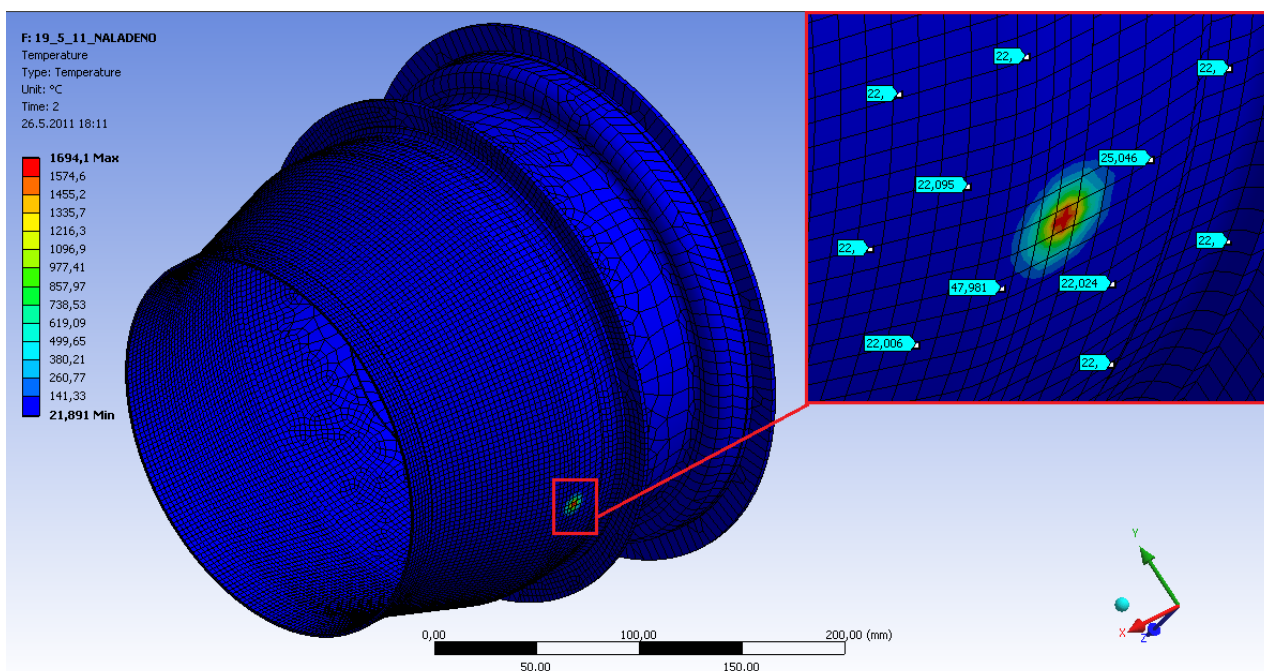
Po naladění matematického modelu byl spuštěn výpočet, který trval cca 6 hodin na dvou jádrovém pc o výkonu 2,2 GHz a 4 GB RAM. Počet sub-stepu bylo voleno 5 na jeden LS a uložen byl každý pátý sub-set. Celkový výpočet zaplnil cca 170 GB volného místa na pevném disku.

Na obr. 6.7.1 je znázorněn průběh maximálních teplot na jednotlivých elementech po dobu 500s, kde prvních 250 s se týká samotné simulace svařování. Teplota po ustálení vykazuje patrné odchylky (cca 140°C) vůči vypočítané referenční hodnotě $T_{ESH}=1858^{\circ}\text{C}$ z kap. 6.5.1, vztah (6.5.6). Kde způsobený 100°C rozdíl je zapříčiněn opakovanými rázovými aplikacemi BCs *HeatFlux* na jednotlivé elementy v průběhu cyklu a zbytkových 40°C je „chyba“ při ladění FE modelu. Dále, od 250 s je vidět výrazný pokles teploty o několik stovek stupňů během pár sekund, zde dochází k simulaci odtržení svařovacího drátu od svařence a následně probíhá přirozená konvekce (chladnutí) až do ustálené maximální teploty cca 75°C po době 250 s.



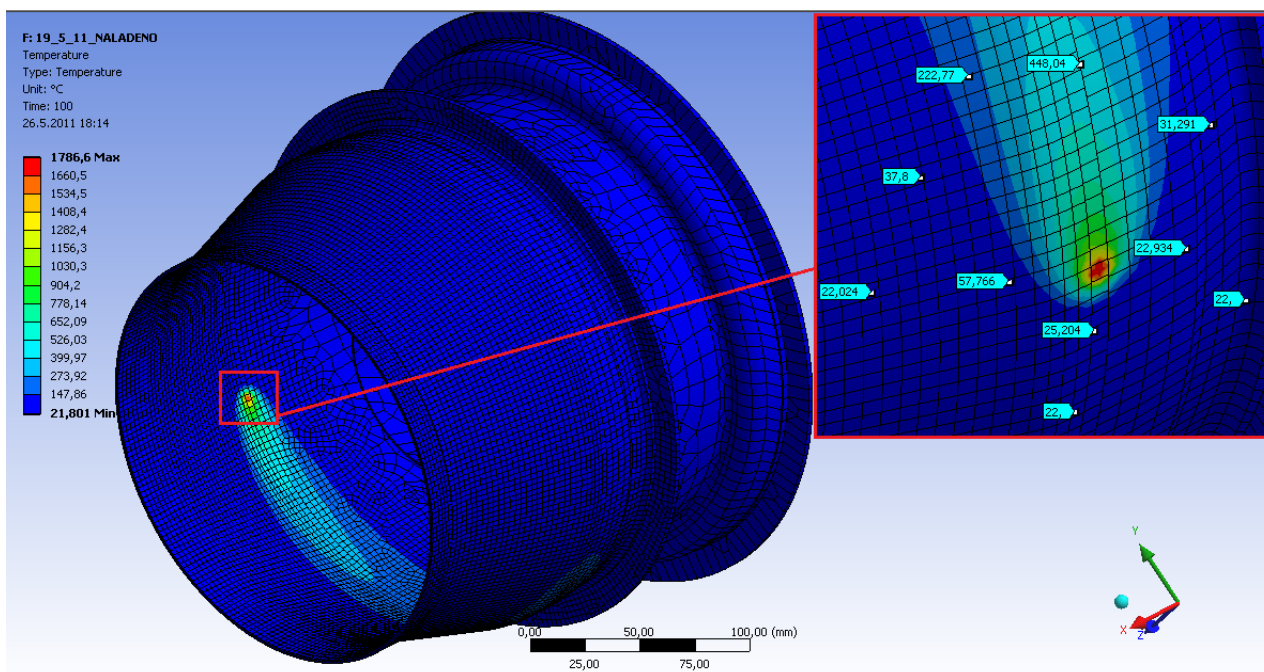
Obr. 6.7.1 Průběh maximální bodové teploty po dobu celé simulace svařování

Na obr. 6.7.2 můžeme vidět první rozložení teploty na svařenci v čase 2 s, těsně před simulací posuvu svařovacího drátu rychlostí $v = 3 \text{ mm/s}$ o maximální bodové teplotě cca 1695°C. Štítky v obrázku ukazují teplotu v okolí bodového svaru, je patrné že na začátku svařování se teplo nestačilo, vlivem kondukce, dostatečně rozprostřít a tak se teplota dílů převážně rovná teplotě okolí.



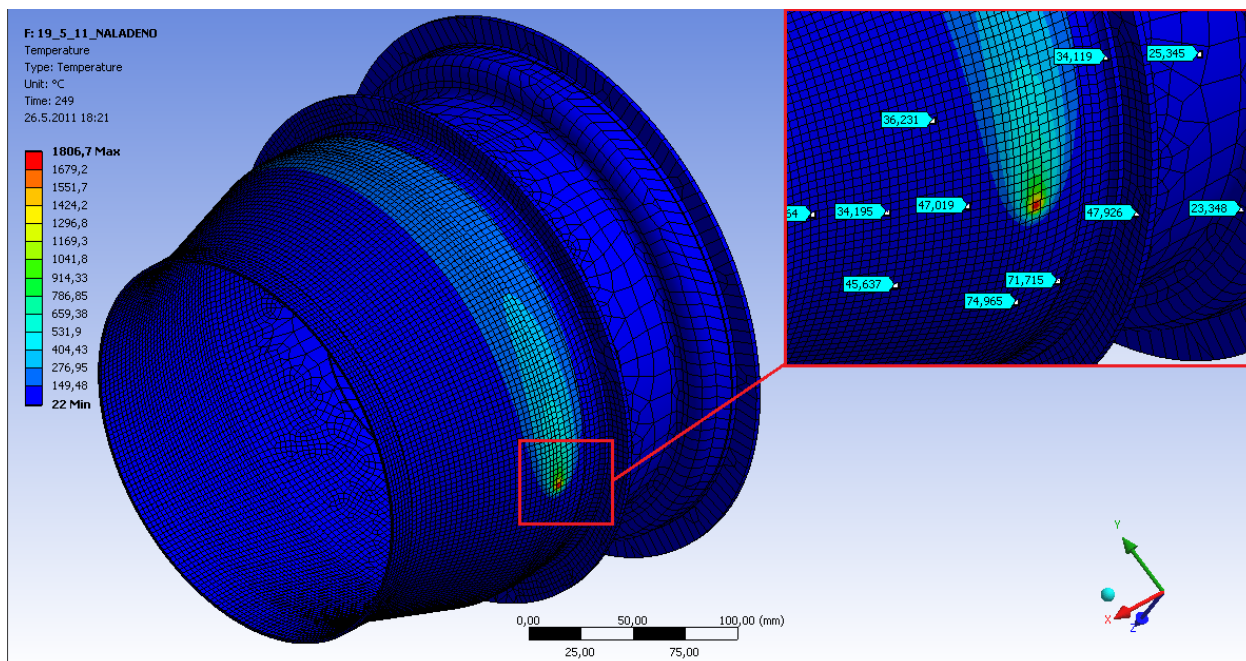
Obr. 6.7.2 Maximální bodová teplota v čase $t = 2\text{s}$, těsně před simulací posuvu drátu

Na obr. 6.7.3 můžeme vidět nárůst teploty na cca 1790°C a je patrný i chvost vzniklého tepla táhnoucí se za svarovou housenkou. Teplota v okolí centru tepelného zdroje je znázorněna v pootočeném detailu (pohled na vnější stranu svařence).

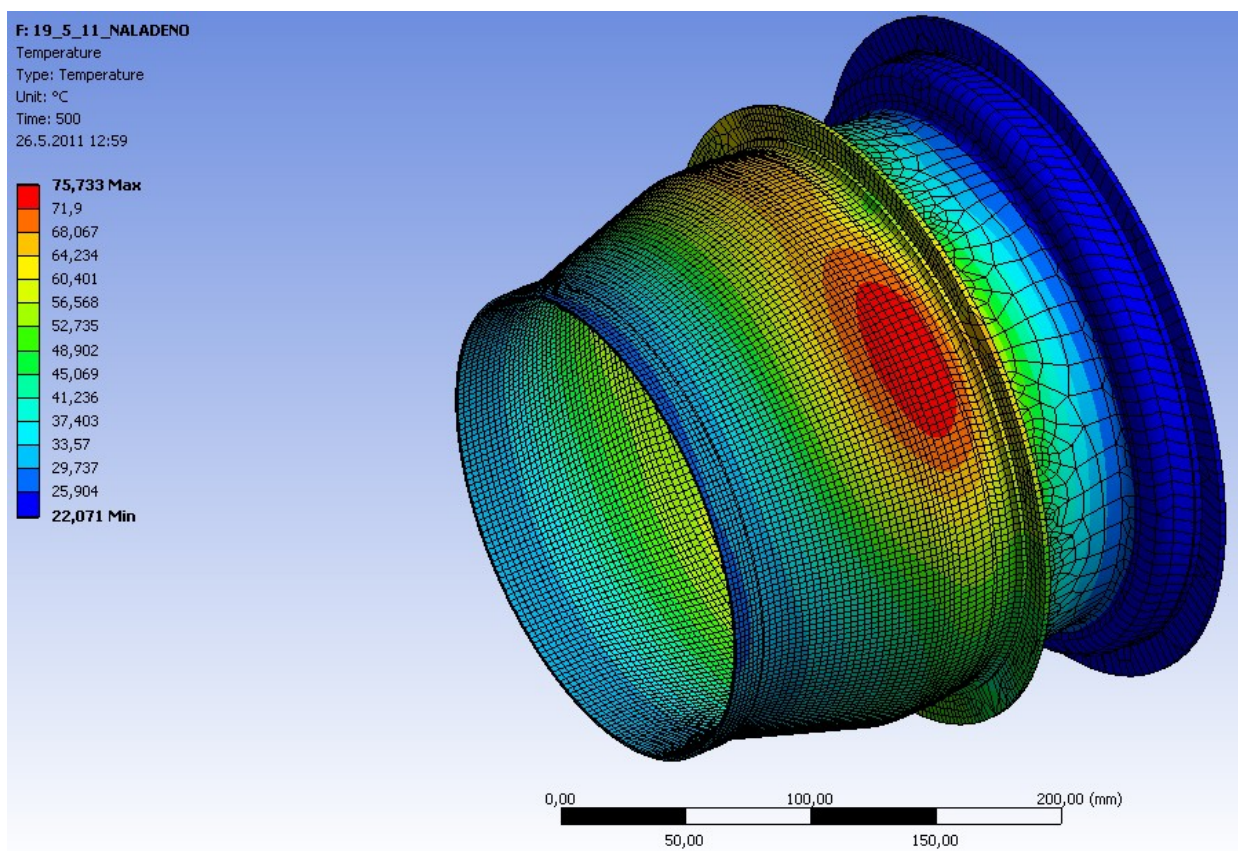


Obr. 6.7.3 Rozložení teploty v čase $t = 100\text{s}$

Na obr. 6.7.4 je vidět tepelný chvost, těsně před ukončení simulace svařování. Následný obrázek krásně ukazuje rozložení teploty po celé turbíně na konci simulace chlazení svařence, maximální teplota v systému se pohybuje okolo 75°C, obr. 6.7.5.



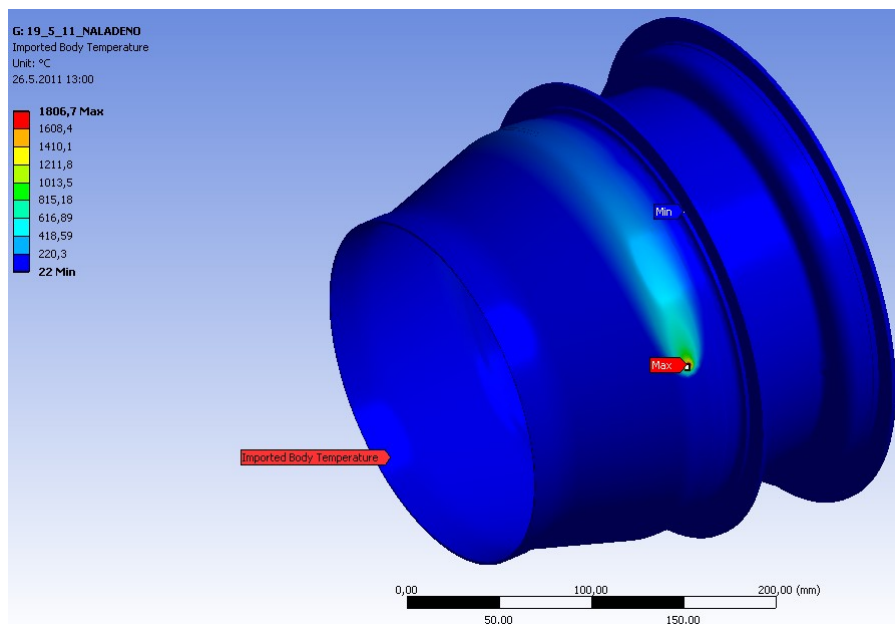
Obr. 6.7.4 Rozložení teploty v čase $t = 249$ s, těsně před ukončením simulace svařování



Obr. 6.7.5 Rozložení teploty v čase $t = 500$ s

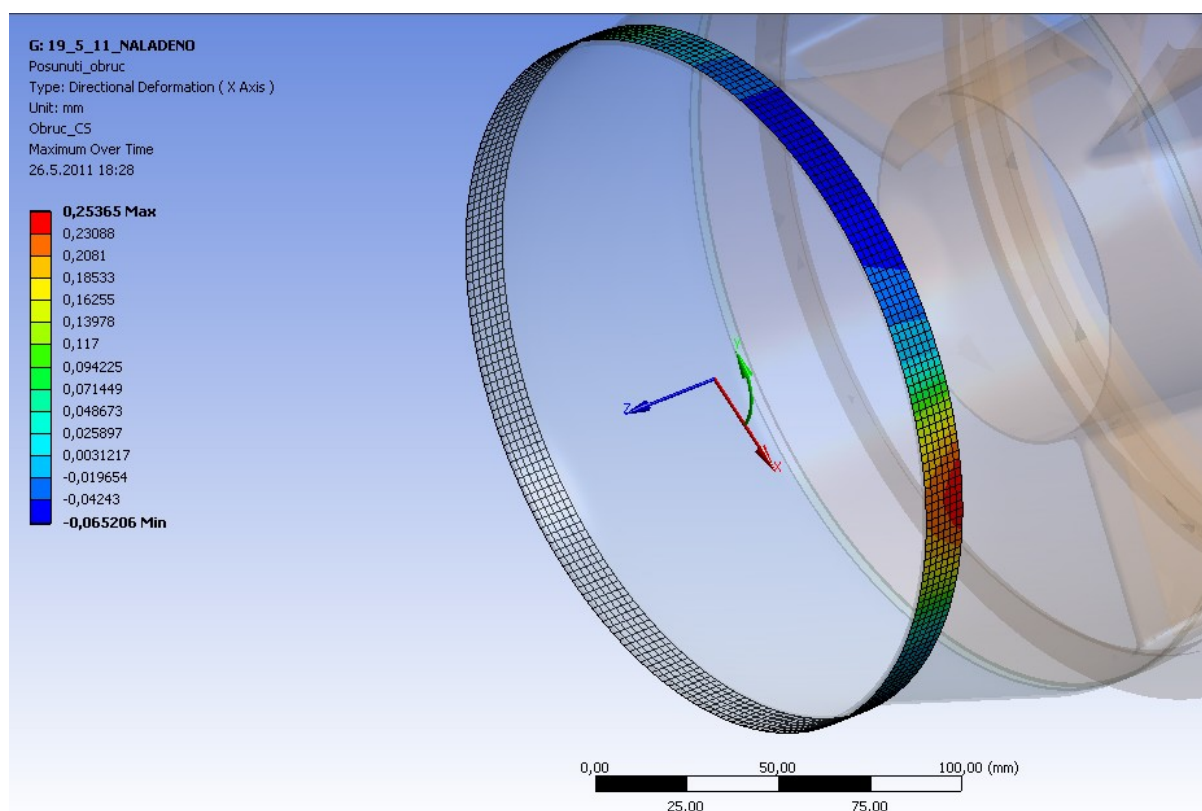
6.8 Analýza zbytkového napětí a pokrivení geometrie suknice po svařování

Teplotní zatížení z předchozí transientní analýzy bylo importováno jako *Imported Body Temperature* do strukturální analýzy včetně FE modelu, obr. 6.8.1. Pro zajímavost výpočet jednoho LS, na pc uvedeném v kap.6.7, trval 6 hodin.

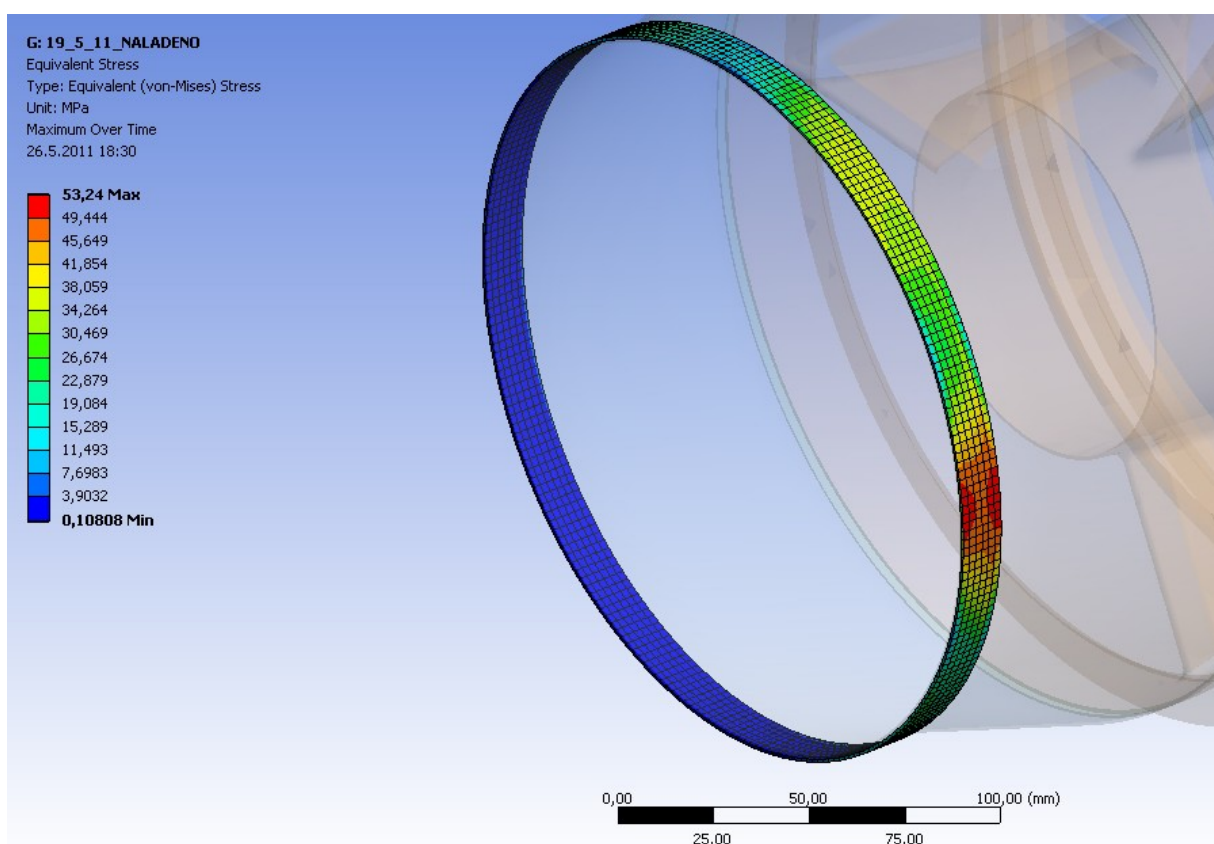


Obr. 6.8.1 Imported Body Temperature

Pro výpočet maximálních napětí a deformací ve vyšetřované oblasti, vznikající díky teplotní dilataci během svařování, byl nastaven *Source Time (s)* na 249s, čili poslední krok termálního výpočtu těsně před ukončením simulace svařování a následným chladnutím svařence, obr. 6.8.1 popř. obr. 6.7.4. Byly nastaveny materiálové vlastnosti (E , μ , α) v závislosti na teplotě, viz. kap. 6.4. Pro posouzení maximálních deformací v cylindrických souřadnicích jsem nastavil nový cylindrický souřadný systém „Obruc_CS“, kde osa „x“ udává informace o maximálním vybočení obruce se suknicí po obvodu. Umístění počátku nového souřadného systému bylo voleno na základě místa měření ovality z výkresové dokumentace skříně, příloha č.2. Směrová deformace a napětí HMH, na vyšetřované oblasti, jsou poskytnuty na obr. 6.8.2 a 6.8.3. Maximální posunutí v cylindrickém souřadném systému je cca $u_{CS} = 0,25mm$ a maximální napětí cca $\sigma_{HMH} = 55MPa$, nebyla tedy překročena mez plasticity.

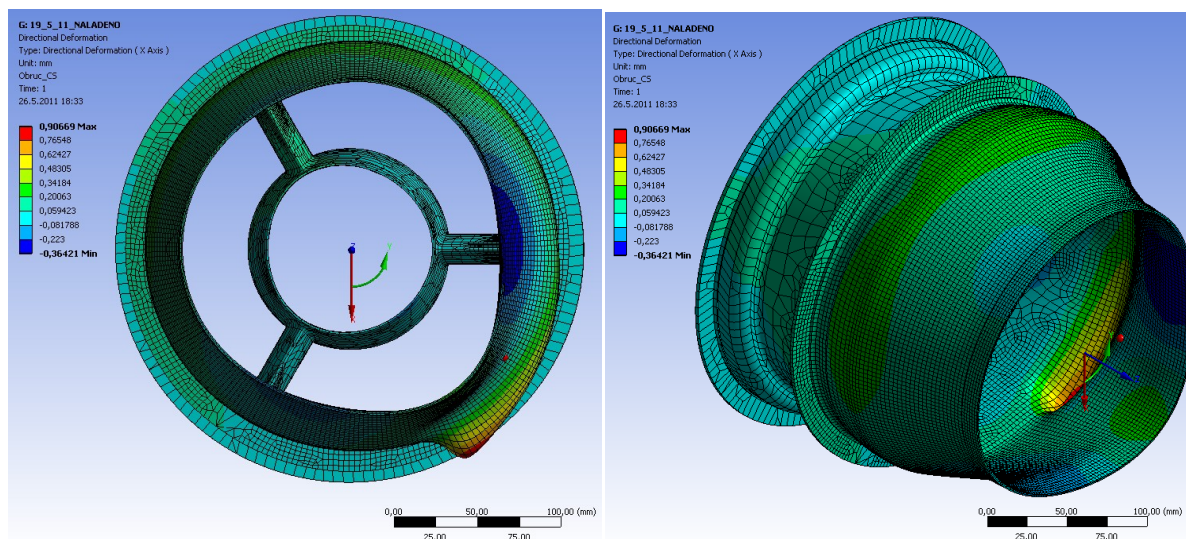


Obr. 6.8.2 Maximální posunutí v cylindrickém souřadném systému „Obruc_CS“



Obr. 6.8.3 Maximální napětí dle hypotézy HMM

Výkresová dokumentace, příloha č. 2, uvádí toleranci ovality v amerických jednotkách $O_t = 0,03''$ po přepočtu na metrické jednotky $O_t = 0,762\text{mm}$. Pokud se podíváme na výsledky posunutí ve vyšetřované oblasti, obr. 6.8.2, zjistíme že výkresová tolerance není překročena, vzniklá difference (rezerva) je $D_{O_t} = 0,51\text{mm}$. Pro zajímavost přikládám i obrázek posunutí uzlů v celém svařenci v čase 249 s v cylindrickém souřadném systému „Obruc_CS“, obr. 6.8.4. Pro jasnější názornost je nastaveno měřítko zvětšení (zmenšení) deformací *Auto Scale* = 27.



Obr. 6.8.4 Maximální a minimální posunutí dílců svařence v cylindrickém souřadném systému „Obruc_CS“

6.9 Závěr

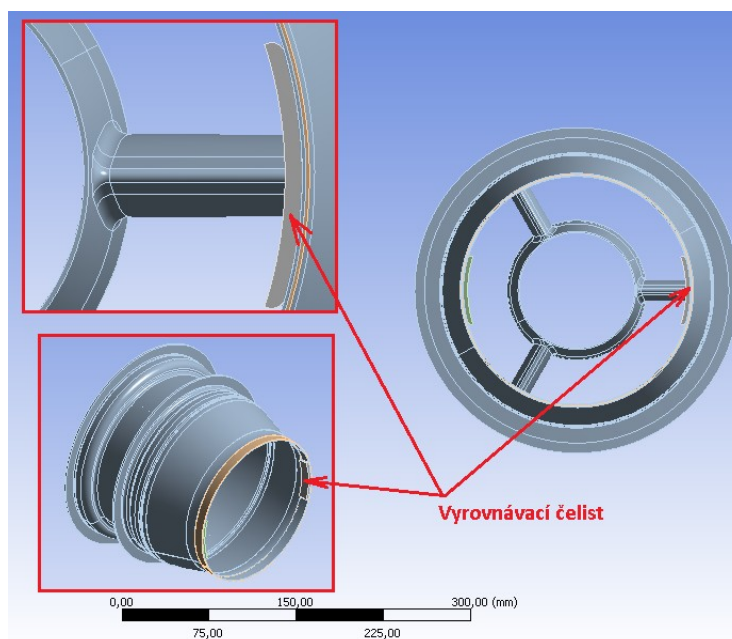
Dle výsledků z kap. 6.8 je patrné, že směrová deformace vlivem maximálního napětí způsobené dilatací materiálu při svařování, v žádném případě nemůže překročit výkresovou toleranci i během svařování, tudíž mohu říci, že při zchladnutí svařence hodnoty nebudou překročeny přes maxima, ba naopak vlivem smrštění materiálu sníženy o určitou, pro nás už nepodstatnou, diferenci.

7. Analýza vyrovnaní ložiskové skříně APU-131 9B

Dle výsledků z kap. 6.8., je zjevné, že jako další na řadě je analýza vyrovnaní skříně bez uvážení zbytkových napětí ve vyšetřované oblasti, jinak řečeno použijeme geometrii modifikovanou o implementovanou housenku, obr. 5.1.1 a obr. 6.1.3.1. Odlitek, suknice, a svarová housenka jsou definovány jako jedno těleso (solid).

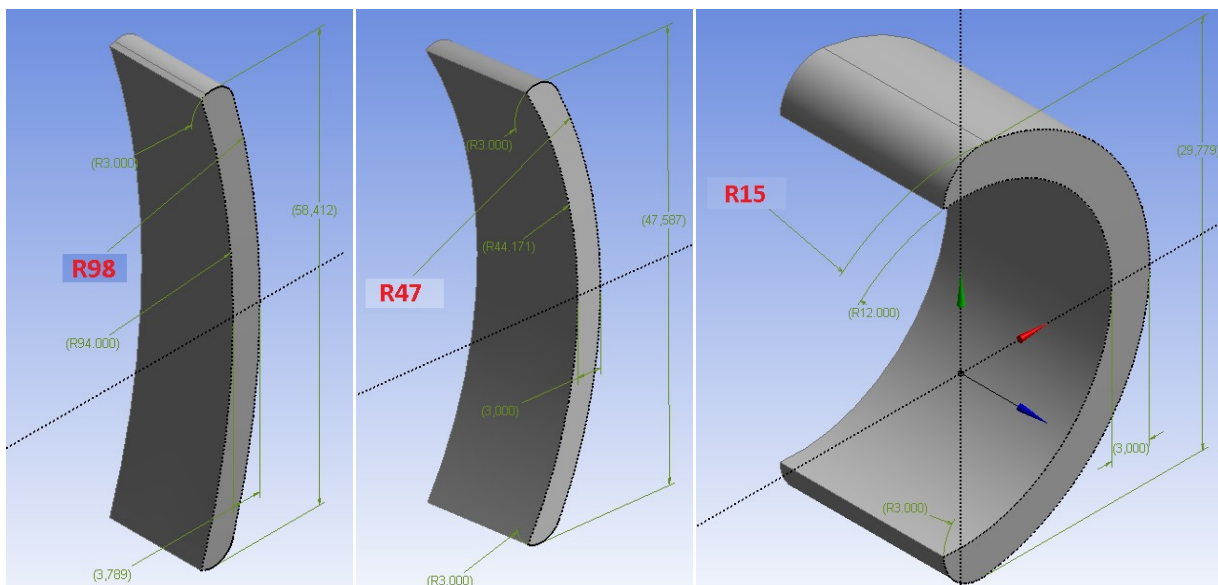
7.1 Vyrovnávací mechanismus

Detaily rozpínacího mechanismu nejsou důležité, ale jako nejlepší řešení se mi jeví kombinace matice a šroubu. Je konstrukčně jednoduché, nenáročné na výrobu, mobilní. Moje konstrukční řešení rovnacího mechanismu existuje jen v teoretické rovině, jelikož není předmětem této práce ho plně navrhnout a sestavit, nebudu se dále o něm zmiňovat a ani ho uvádět. Pro analýzu vyrovnaní skříně použijeme jen jeho důležitou část tzv. rovnací čelisti. Umístění čelistí ve svařenci je patrné z obrázku, obr. 7.1.1.



Obr. 7.1.1 Umístění rovnacích čelistí v turbíně

Rovnací čelisti jsem navrhnul ve třech modifikacích, konstrukční označení C98, C47, C15, kde písmeno „C“ je zkratka prvního písmene slova „Čelist“ bez háčku a číselné označení vyjadřuje hlavní vnější poloměr zaoblení rovnací čelisti. Čelist C98 kopíruje obvodovou stěnu suknice. Na obr. 7.1.2 jsou zakótovány rozměry čelistí. Šířka všech modifikací je 13 mm.



Obr. 7.1.2 Geometrie čelistí

7.2 Nastavení simulace

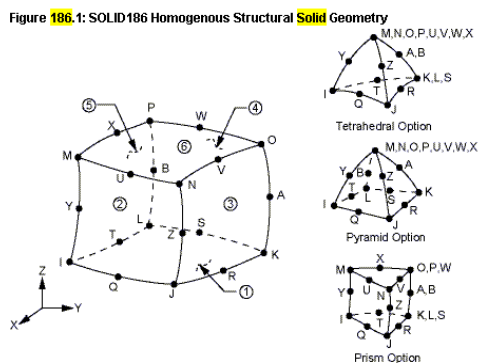
Pro všechny tři modifikace čelistí je nastavena simulace stejně s výjimkou konečno – prvkové sítě a posunutí čelistí. Rozdíly mezi jednotlivými modifikacemi jsou zobrazeny dále v tabulkách. Materiálové vlastnosti pro svařenec jsou převzaty z kap. 6.4 a materiálové vlastnosti ocele vyrovnávacích čelistí jsou použity z materiálové knihovny Ansys 12.1 Workbench

7.2.1 Konečno prvková síť

Pro strukturální analýzu byly použity elementy typu *SOLID186*, *SOLID187*, *TARGE170* a *CONTA174*. Typ *TARGE170* a *CONTA174*, jsou popsány v kap. 6.3. Popis elementů je citován z [70].

SOLID186:

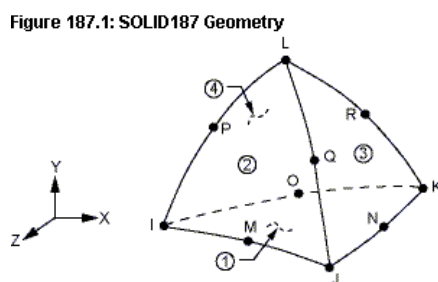
SOLID186 je vyšší 3-D, dvacet uzlový element mající tři stupně volnosti na každý uzel a to posuvy x, y, z, obr. 7.2.1.1 Tento element podporuje plasticitu, hyper-elasticitu, velké posuvy, creep, velké poměrné deformace. *SOLID186* podporuje simulaci deformace téměř nestlačitelných pružno –plastických materiálů a plně nestlačitelných hyper-elastických materiálů. Tento element podporuje zatížení tlakem a tepelné zatížení typu *Body Loads* na uzly. *SOLID186* je dostupný ve dvou verzích a to *Homogenous Structural Solid* a *Layered Structural Solid*.



Obr. 7.2.1.1 [70] SOLID186

SOLID187:

SOLID187 je 3-D deseti uzlový element. Má podobné vlastnosti jako *SOLID186* až na to, že je velmi vhodný pro nepravidelné síťování, obr. 7.2.1.2.

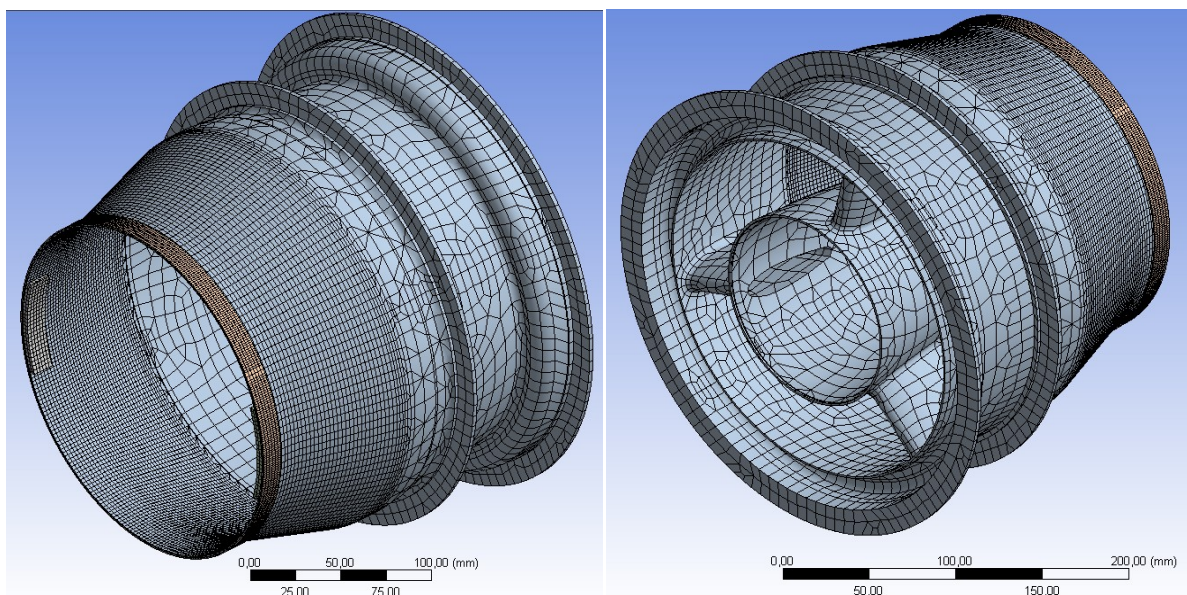


Obr. 7.2.1.2 [70] SOLID187

Počet elementů a uzlů se liší u jednotlivých modifikací. Pro přehlednost detaily výpočtové sítě uvádím v tab. 7.2.1.1. Na obr. 7.2.1.3 je zobrazena konečno – prvková síť pro C98, síť pro C47 a C15 jsou si podobné, proto nejsou uvedeny. Nastavení sítě bylo podobné jako u termální analýzy.

Čelist-označení	Počet elementů [-]	Počet uzlů [-]
C98	33 326	135 822
C47	31 357	137 254
C15	32 450	135 230

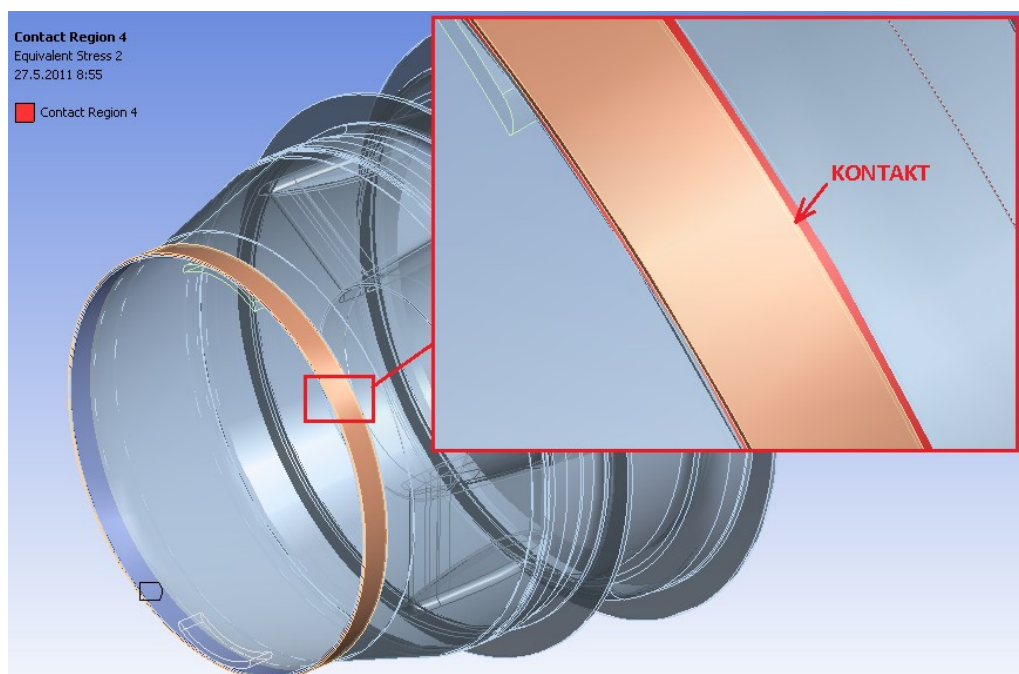
Tab. 7.2.1.1 Tabulka udávající počet elementů a uzlů pro jednotlivé modifikace čelistí



Obr. 7.2.1.3 Konečno- prvková síť pro C98

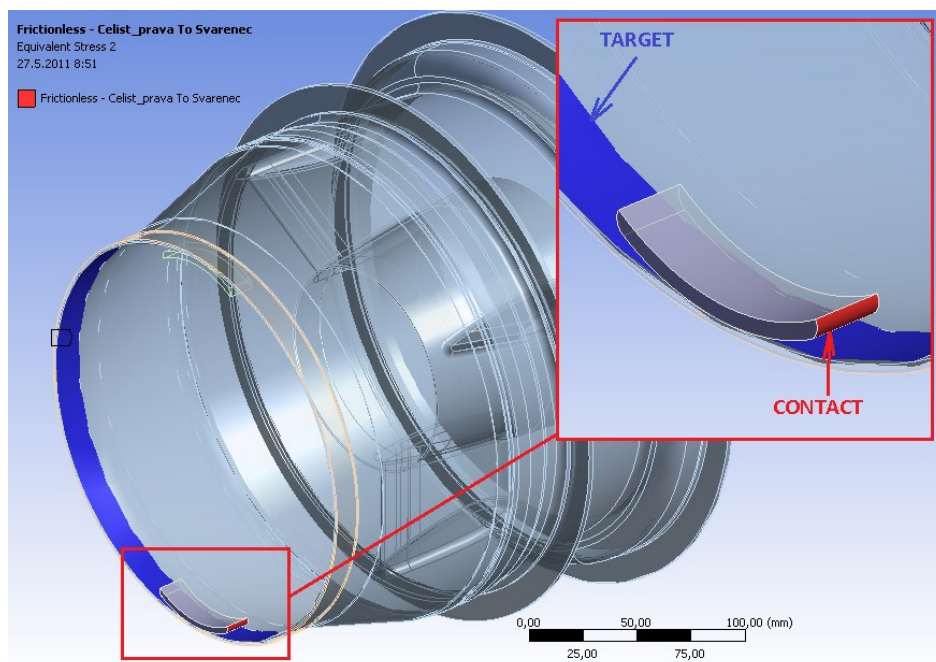
U strukturální analýzy byly definovány dva typy kontaktů pomocí elementů *CONTA174* a *TARGE170*:

- Typ *Bonded* s formulací *MPC*, tento kontakt byl aplikován mezi suknicí a obručí, obr. 7.2.1.4, detailní popis kontaktu je na str. 61.



Obr. 7.2.1.4 Kontakt *Bonded* mezi suknicí a obručí

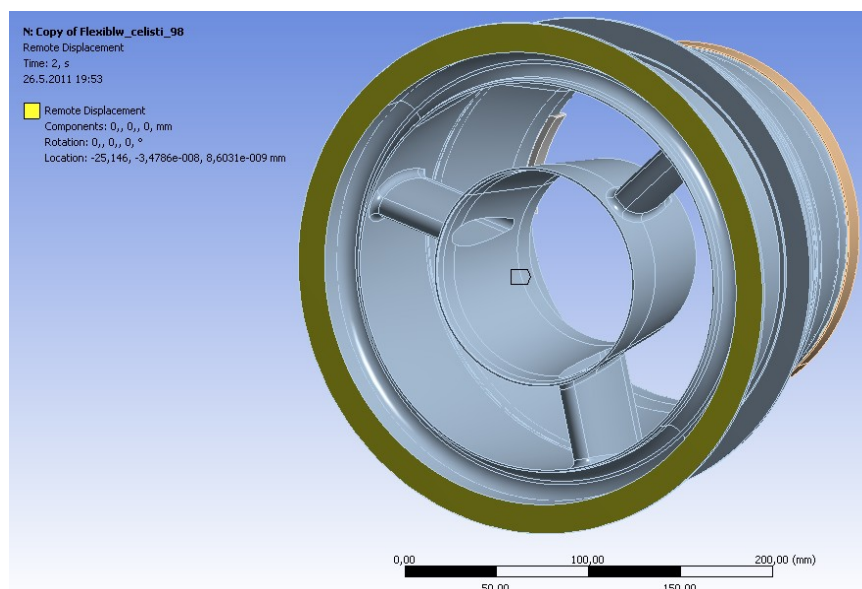
- Typ *Frictionless* [70]s formulací *Augmented Lagrange* a zapnutou aktualizací matice tuhosti *Each Equilibrium Iteration* pro lepší konvergenci. *Frictionless* je standardní jednostranný kontakt, to znamená pokud se objeví separace těles tlak v kontaktu se rovná nule. Je to kontakt bez tření, tzn. koeficient tření se rovná nule. Po obvodu vnitřní stěny suknice bylo definováno *Contact Bodies = Target*. U pohybující se rovnací čelisti bylo definováno *Contact Bodies = Contact*. Obě skutečnosti jsou zobrazeny na obr. 7.2.1.5.



Obr. 7.2.1.5 Kontakt *Frictionless* mezi suknicí a rovnací čelistí

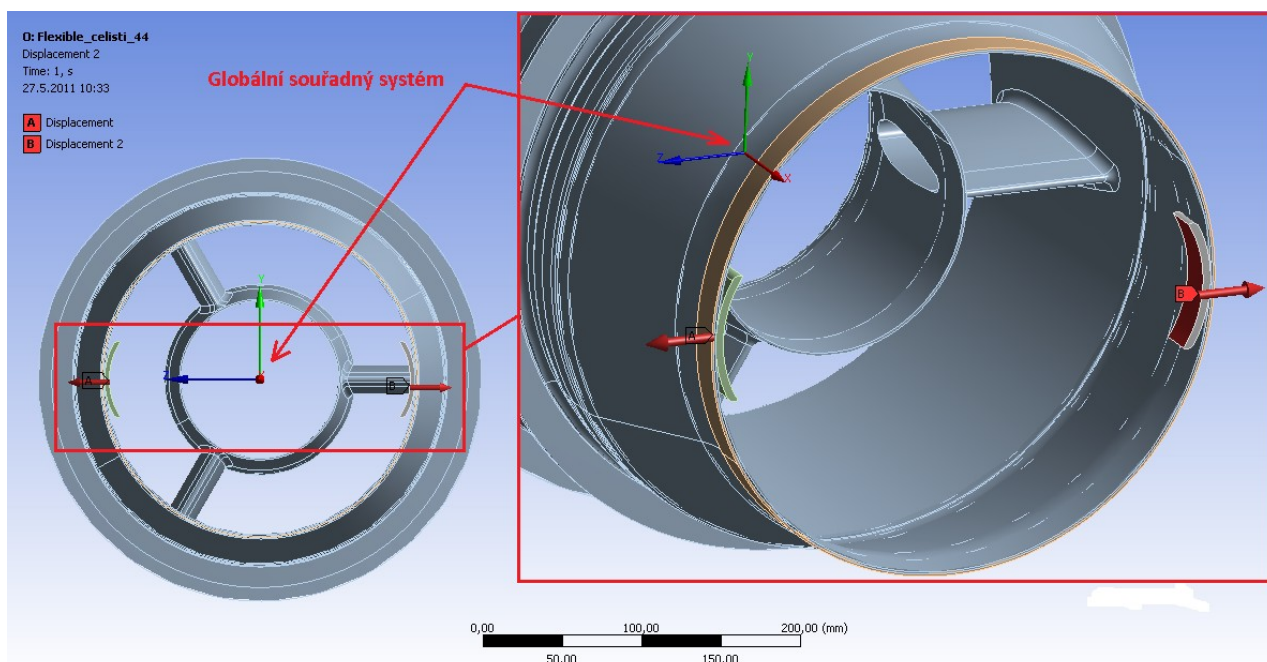
7.2.2 Okrajové podmínky

- Ve skutečnost dílec je volně položen na stůl a dělníkem manuálně vyrovnáván. Cít výpočtář říká, že okrajová podmínka dokonalého vetknutí nevystihuje danou skutečnost dostatečně, proto jsem volil vhodnější BC dostupnou v Ansys 12.1 Workbench *Remote Displacement*. *Remote displacement* [70] umožňuje aplikaci posunutí i rotace v libovolně vzdáleném místě v prostoru. Můžeme určit místo působnosti od výchozí polohy těžiště zvolené geometrie. *Remote Displacement* využívá vazbové rovnice pro kontaktní úlohy typu MPC a je možno nastavit *Rigid* nebo *Deformable* chování. Podmínka *Remote Displacement* s *Deformable* chováním byla aplikovaná na stěnu největšího průměru odlitku u všech modifikací, viz. obr. 7.2.1.6.



Obr. 7.2.1.6 Okrajová podmínka *Remote Displacement* aplikovaná na stěnu odlitku C98

- Okrajová podmínka *Displacement* byla aplikovaná na stěny čelistí. Posuvy u jednotlivých modifikací jsou zaznamenány v tab. 7.2.1.2. Směr posuvu je totožný se „Z“ osou globálního souřadného systému, obr. 7.2.1.7. V tab. 7.2.1.2 je uveden posuv čelistí v relaci na typu čelistí. Velikost posuvu levé a pravé čelisti jsou stejné, ale směry opačné.



Obr. 7.2.1.7 Okrajová podmínka *Displacement* aplikovaná na stěnu čelistí C47

7.3 Výsledky vyrovňovací simulace

V tab. 7.3.1. jsou uvedena vzdálenost posunutí jedné čelisti v absolutní hodnotě a max. napětí HMH v relaci k *Load Stepům*. Některé modifikace nemají vyplněné všechny buňky z důvodů nalezení požadovaného maxima v poměrně krátkém čase.

Čelist- označení	C98		C47		C15	
Load Step	Posunutí jedné čelisti [mm]	Max. napětí HMH [MPa]	Posunutí jedné čelisti [mm]	Max. napětí HMH [MPa]	Posunutí jedné čelisti [mm]	Max. napětí HMH [MPa]
1	5,1	1446,2	5,6	296	-	-
2	-	-	6	854	-	-
3	-	-	7,2	1419	-	-
4	-	-	8	1434,4	-	-
5	-	-	8,4	1453,7	9,2	1421,1

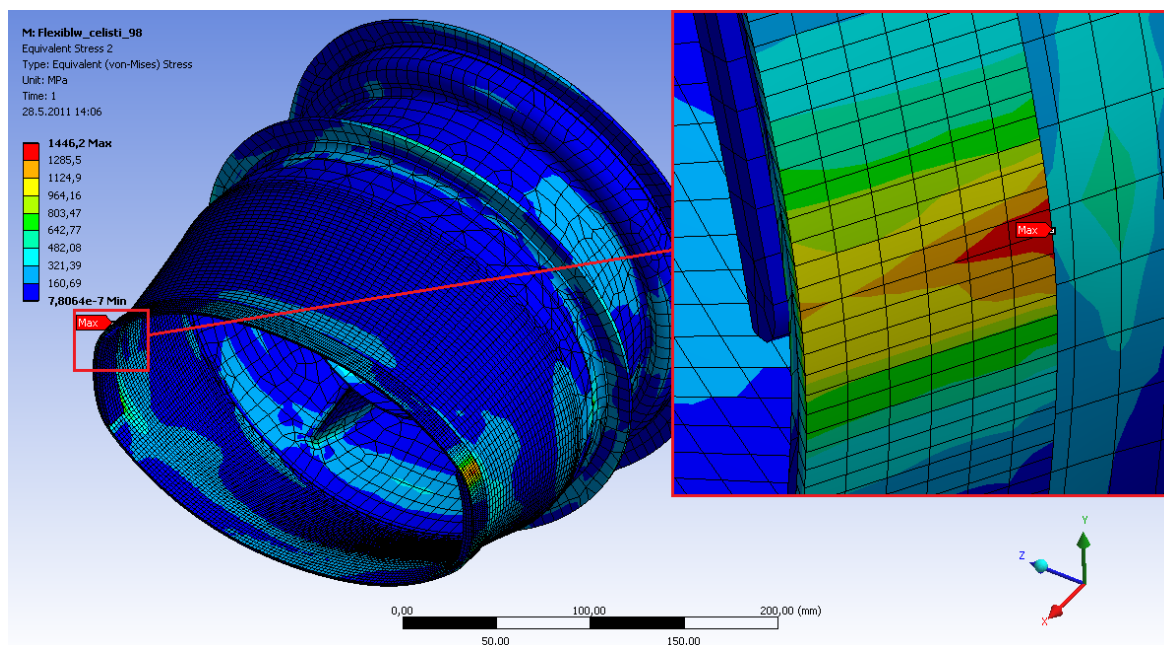
Tab. 7.3.1 Tabulka udávající posuv čelistí pro jednotlivé modifikace v globální souřadném systému

V tab. 7.3.2 jsou zapsány maximální dovolené posuvy čelistí, maximální napětí HMH a mez pevnosti materiálu Inconel 718. V posledním sloupci je procentuální vyjádření rozdílu mezi maximálním napětí HMH vůči mezi pevnosti materiálu Inconel 718.

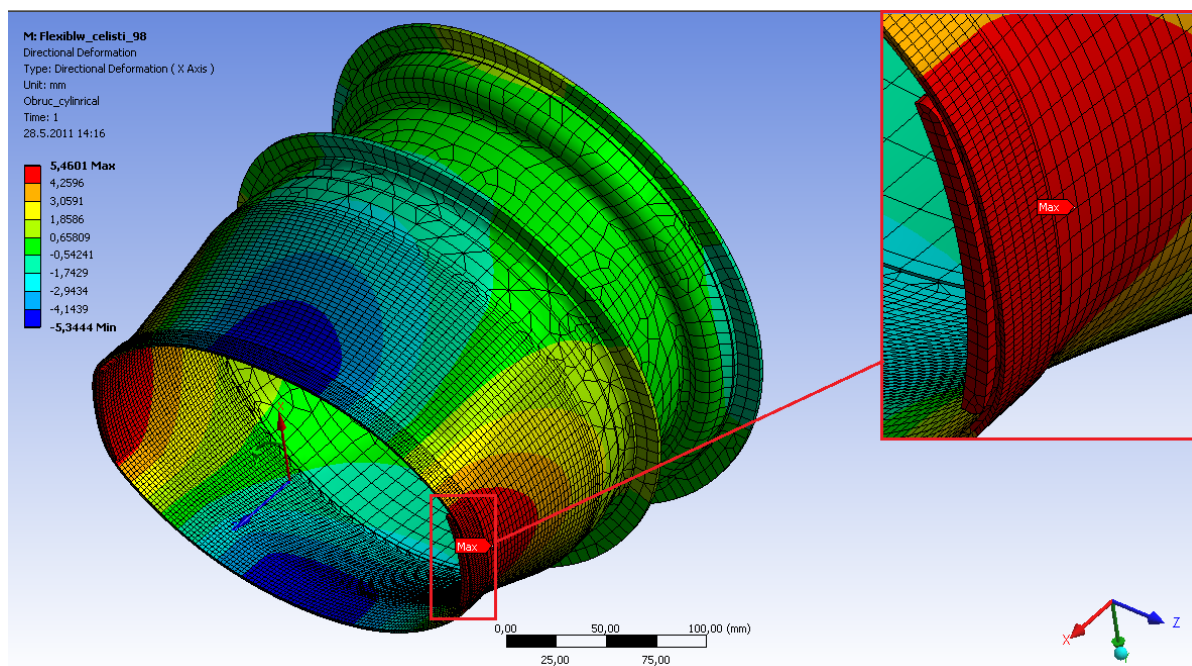
Tabulka srovnání maximálního posunutí modifikací čelistí				
Čelist-označení	Maximální celkové posunutí čelistí [mm]	Max. napětí HMH ve zkoumaném systému [MPa]	Mez pevnosti Inconel 718 [MPa]	Rozdíl mezi max. HMH a mezi pevností [%]
C98	10,2	1446,2	1455	0,6
C47	16,8	1453,7	1455	0,09
C15	18,4	1421,1	1455	2,3

Tab. 7.3.2 Tabulka udávající maximální dovolený posuv čelistí pro jednotlivé modifikace

Na obr. 7.3.1 je zobrazeno maximální napětí cca $\sigma_{HMH} = 1446,2 \text{ MPa}$ a na obr. 7.3.2 maximální posunutí suknice cca $u_{CS} = 5,46 \text{ mm}$ v cylindrickém souřadném systému pro čelist typu C98.

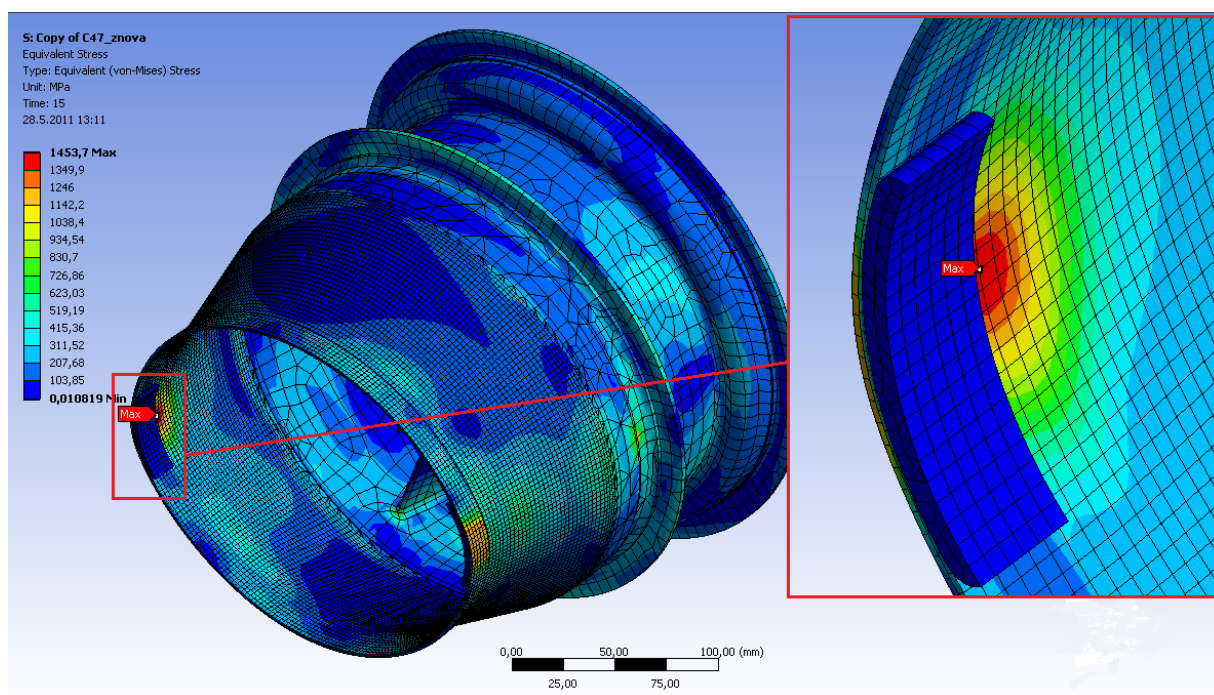


Obr. 7.3.1 Maximální napětí HMH _ C98

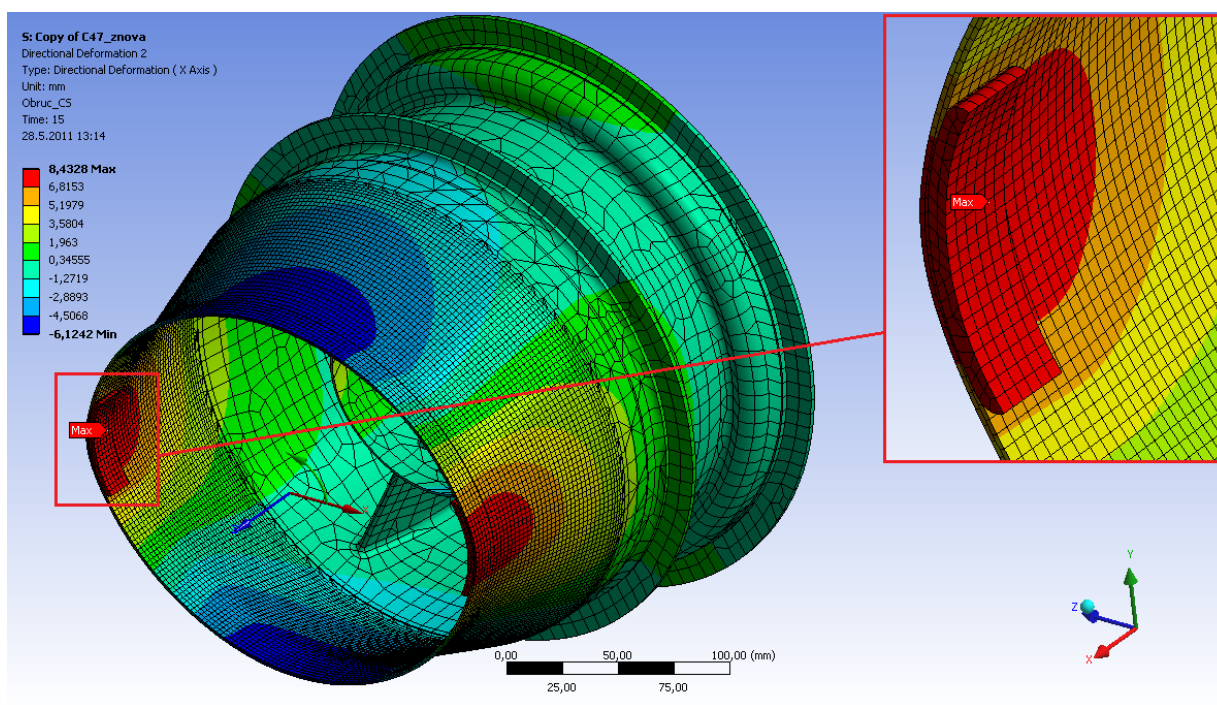


Obr. 7.3.2 Maximální posunutí suknice _ C98

Na obr. 7.3.3 je zobrazeno maximální napětí cca $\sigma_{HMH} = 1454 \text{ MPa}$ a na obr. 7.3.4 maximální posunutí suknice cca $u_{CS} = 8,43 \text{ mm}$ v cylindrickém souřadném systému pro čelist typu C47.

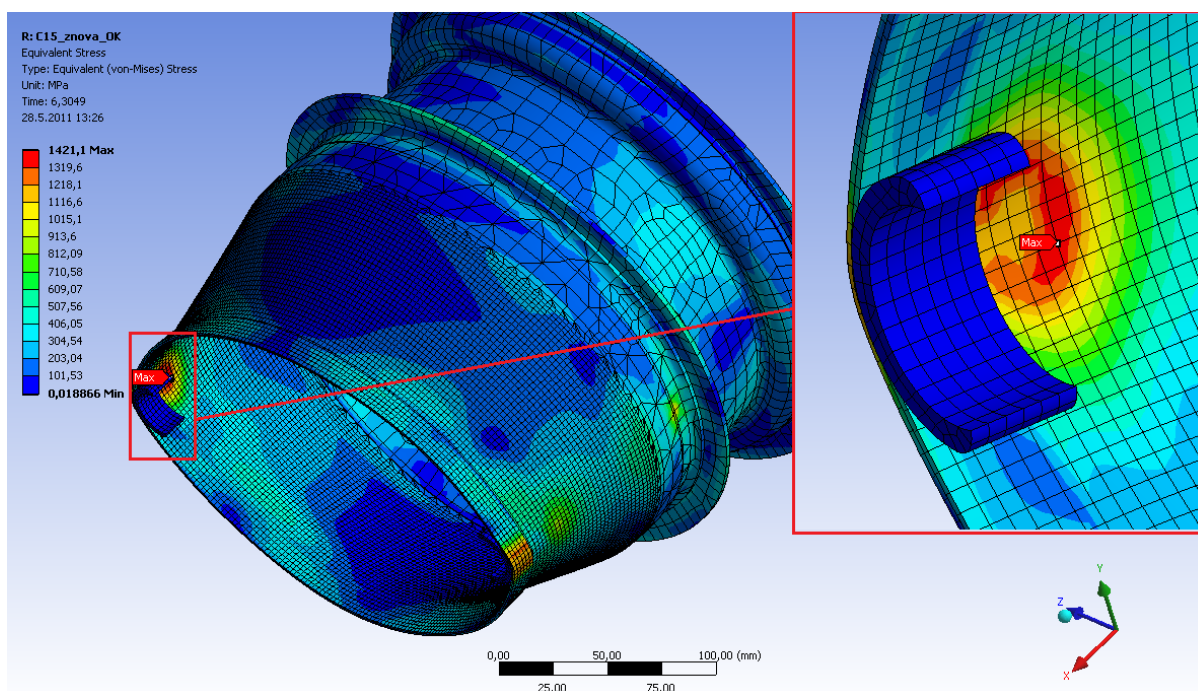


Obr. 7.3.3 Maximální napětí HMH _ C47

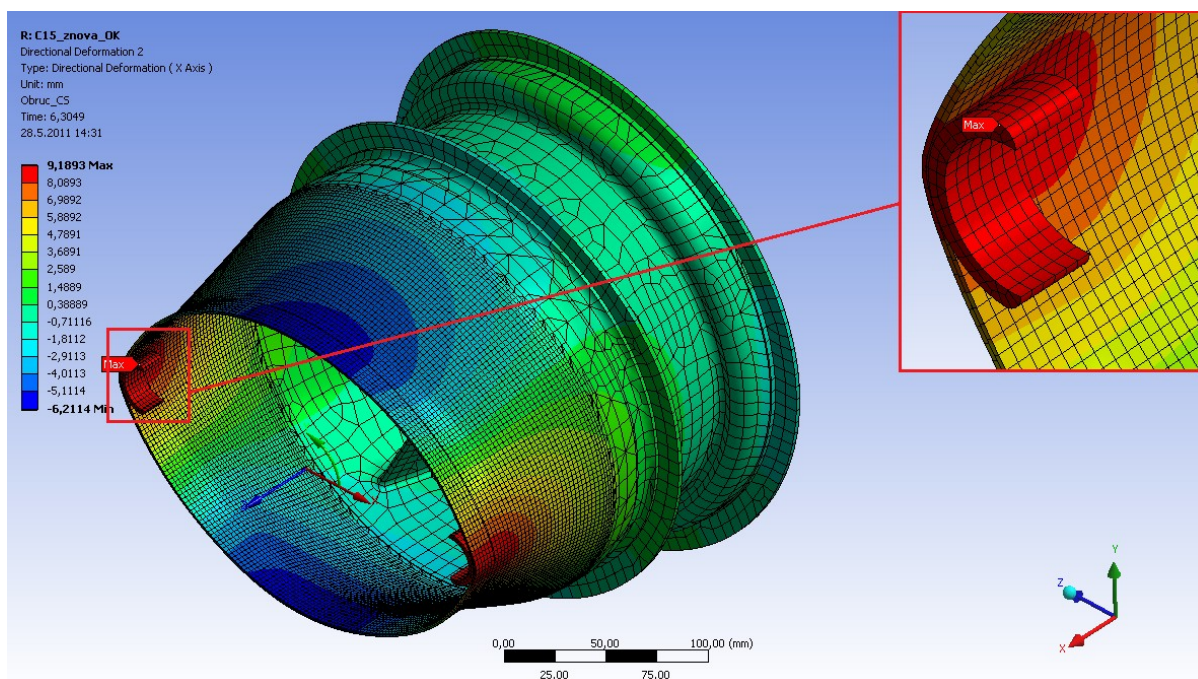


Obr. 7.3.4 Maximální posunutí suknice _ C47

Na obr. 7.3.5 je zobrazeno maximální napětí cca $\sigma_{HMH} = 1421 \text{ MPa}$ a na obr. 7.3.6 maximální posunutí suknice cca $u_{CS} = 9,2 \text{ mm}$ v cylindrickém souřadném systému pro čelist typu C15.



Obr. 7.3.5 Maximální napětí HMH _ C15



Obr. 7.3.6 Maximální posunutí suknice _ C15

7.4 Závěr

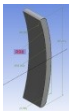

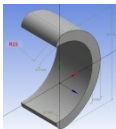
Jak je patrné z obr. 7.3.1 u modifikace C98 dosáhne zkoumaná soustava jako první mez pevnosti už při celkovém roztažení čelistí $u_{CS} = 8,43mm$. Nejkritičtější je místo zaoblení $R=3mm$ na čelisti, kde dochází k razantnímu ohybu suknice.

Naopak C15 dosahuje velkých celkových posuvů cca 18,4 mm, obr. 7.3.6. Suknice může kopírovat vnější stěnu oblouku čelisti a proto dochází k podstatně menším ohybovým namáháním u suknice. Od C47 je tolik neliší.

8. Závěrečné zhodnocení

V první části diplomové práce (kap. 6) jsem se zabýval zbytkový napětím po svařování, resp. napětím které vzniká v důsledků teplotní dilatace. Závěr této analýzy je takový, že těsně před ukončením simulace svařování, kdy je rozložení teploty v dílci maximální, nevznikají ve vyšetřované oblasti obruče a suknice deformace, které by přesahovaly výkresovou toleranci ovality. Maximální napětí nepřekročilo mez kluzu, proto při následném vychladnutí svařence se bude geometrie dílců přibližovat ke geometrii dílců před svařováním. Z těchto důvodů druhá část práce je analýza vyrovnání skříně bez závislosti na výsledcích z předchozí termo – strukturální analýzy, jinak řečeno byly zanedbány zbytkové napětí po svařování.

V druhé části jsem navrhnul tři typy rovnicích čelistí (C98, C47, C15), obr. 7.1.2, které vlivem mechanismu jsou bez vůle zapřeny do vnitřních stěn suknice. Následným posunutí čelistí, je svařenec roztahován, až do jeho porušení. Níže je uvedena tabulka maximálního posunutí čelistí.

Čelist-označení	Maximální posunutí čelisti [mm]	Max. napětí HMMH v zkoumaném systému [MPa]
C98 	10,2	1446,2
C47 	16,8	1453,7
C15 	18,4	1421,1

Posouzení, které řešení je nejlepší pro vyrovnání suknice v rámci možností, nechám na společnosti Honeywell, osobně se přikláním k řešení C98.

9. Seznam použitých zdrojů

- [1] <http://cs.wikipedia.org/wiki/Honeywell> [online]; 2010 [cit. 2010-02-02]
- [2] <http://honeywell.com/About/Pages/our-company.aspx> [online]; 2010 [cit. 2010-02-02]
- [3] <http://honeywell.com/About/Pages/our-history.aspx> [online]; 2010 [cit. 2010-02-02]
- [4] <http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/9/91/OCPA-2005-03-09-165522.jpg> [online]; 2010 [cit. 2010-02-02]
- [7] <http://honeywell.com/Solutions-Technologies/Pages/energy.aspx> [online]; 2010 [cit. 2010-02-02]
- [6] <http://honeywell.com/Solutions-Technologies/Pages/safety.aspx> [online]; 2010 [cit. 2010-02-02]
- [5] <http://honeywell.com/Solutions-Technologies/Pages/security.asp> [online]; 2010 [cit. 2010-02-02]
- [8] http://www.dieselpowermag.com/features/0902dp_m1_abrams_tank/photo_02.html [online]; 2010 [cit. 2010-02-02]
- [9] DOSEDĚL. Přehled technických aspektů vývoje leteckých proudových motorů [online]. 2010 [cit. 2010-02-2]
- Dostupné z WWW: http://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=9466
- [10] <http://historieletectvi.xf.cz/index1.htm> [online]; 2010 [cit. 2010-02-03]
- [11] http://cs.wikipedia.org/wiki/Rota%C4%8Dn%C3%AD_motor [online]; 2010 [cit. 2010-02-03]
- [12] http://cs.wikipedia.org/wiki/Hv%C4%9Bzdicov%C3%BD_motor [online]; 2010 [cit. 2010-02-03]
- [13] <http://www.automatizace.cz/article.php?a=1870> [online]; 2010 [cit. 2010-02-03]
- [14] <http://oei.fme.vutbr.cz/jskorpik/clovek-a-energie-vybrane-pojmy-z-energetiky.html> [online]; 2010 [cit. 2010-02-03]
- [15] <http://www.fronta.cz/co-predchazelo-pouziti-proudovych-motoru-v-letadlech> [online]; 2010 [cit. 2010-02-03]
- [16] http://www.aviastar.org/air/italy/caproni_campini.php [online]; 2010 [cit. 2010-02-05]
- [17] http://engineerswalk.co.uk/sh_walk.html [online]; 2010 [cit. 2010-02-05]
- [18] http://cs.wikipedia.org/wiki/Heinkel_He_178 [online]; 2010 [cit. 2010-02-05]
- [19] http://cs.wikipedia.org/wiki/Proudov%C3%A9_motory [online]; 2010 [cit. 2010-02-05]
- [20] <http://www.warbirdsresourcegroup.org/LRG/he178.html> [online]; 2010 [cit. 2010-02-05]
- [21] <http://www.leteckemotory.cz/teorie/teorie-02.php> [online]; 2010 [cit. 2010-02-05]
- [22] <http://juantrippe.com/sitebuildercontent/sitebuilderpictures/PAA707.jpg> [online]; 2010 [cit. 2010-02-05]
- [23] http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_707 [online]; 2010 [cit. 2010-02-07]
- [24] <http://en.wikipedia.org/wiki/Propfan> [online]; 2010 [cit. 2010-02-07]
- [25] http://cs.wikipedia.org/wiki/R%C3%A1zov%C3%A1_vlna [online]; 2010 [cit. 2010-02-07]
- [26] http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Swept_propeller.PNG [online]; 2010 [cit. 2010-02-07]

- [27] http://img.blog.yahoo.co.kr/ybi/1/24/56/shinecommerce/folder/20/img_20_25320_7?1252237448.jpg [online]; 2010 [cit. 2010-02-08]
- [28] http://cs.wikipedia.org/wiki/Antonov_An-70 [online]; 2010 [cit. 2010-02-08]
- [29] http://inventorspot.com/articles/ge_and_nasa_revive_open_rotor_jet_engines_30023 [online]; 2010 [cit. 2010-02-08]
- [30] <http://cdn-www.airliners.net/aviation-photos/photos/4/2/4/1255424.jpg> [online]; 2010 [cit. 2010-02-08]
- [31] <http://www.k-wallpaper.cz/picture.php?/531/category/4> [online]; 2010 [cit. 2010-02-09]
- [31.1] http://wingweb.co.uk/engines/Olympus593_MK610.html [online]; 2010 [cit. 2010-02-09]
- [32] <http://cs.wikipedia.org/wiki/Concorde> [online]; 2010 [cit. 2010-02-09]
- [33] <http://www.hitechweb.genezis.eu/naporovypohon2.htm> [online]; 2010 [cit. 2010-02-09]
- [34] <http://forum.valka.cz/viewtopic.php/t/42005> [online]; 2010 [cit. 2010-02-09]
- [35] http://en.wikipedia.org/wiki/NASA_X-43 [online]; 2010 [cit. 2010-02-09]
- [36] <http://www.globalsecurity.org/space/systems/x-43.htm> [online]; 2010 [cit. 2010-02-09]
- [37] http://lh6.ggpht.com/_cTaLGgz4Ru8/RtIIMKgwjoI/AAAAAAAAAB-0/R5hwSBZ_j6k/Topol-M%2520%28SS-27%2520Topol%29%2520TEL%25202.jpg [online]; 2010 [cit. 2010-02-10]
- [38] http://necyklopedie.wikia.com/wiki/Topol_M [online]; 2010 [cit. 2010-02-10]
- [39] http://cs.wikipedia.org/wiki/Pulza%C4%8Dn%C3%AD_motor [online]; 2010 [cit. 2010-02-10]
- [40] http://topsid.com/index.php?war=nemecko&unit=fieseler_fi-103 [online]; 2010 [cit. 2010-02-12]
- [41] <http://www.luftarchiv.de/index.htm?/flugkorper/v1.htm> [online]; 2010 [cit. 2010-02-12]
- [42] <http://www.militaryzone.cz/view.php?cislocianku=2005111501>; 2010 [cit. 2010-02-12]
- [43] http://cs.wikipedia.org/wiki/Raketov%C3%BD_motor [online]; 2010 [cit. 2010-02-12]
- [44] http://cs.wikipedia.org/wiki/Raketov%C3%BD_motor_na_kapaln%C3%A9_pohonn%C3%A9_l%C3%A1tky [online]; 2010 [cit. 2010-02-12]
- [45] http://cs.wikipedia.org/wiki/Raketov%C3%BD_motor_na_tuh%C3%A9_pohonn%C3%A9_l%C3%A1tky [online]; 2010 [cit. 2010-02-14]
- [46] TRANCY DUNGAN: V-2: A Combat History of the First Ballistic Missile. Westholme Publishing 2005, ISBN 1-59416-012-0
- [47] <http://malikt.uw.hu/d%20nap-elemei/v-2.jpg> [online]; 2010 [cit. 2010-02-14]
- [48] <http://cs.wikipedia.org/wiki/V2> [online]; 2010 [cit. 2010-02-14]
- [49] <http://www.fandom.sk/clanok/buducnost-vesmirnych-letov-i> [online]; 2010 [cit. 2010-02-14]
- [50] <http://fyzsem.fjfi.cvut.cz/2008-2009/Zima08/proc/raketa.pdf> [online]; 2010 [cit. 2010-02-15]
- [51] SEKAL. Škola pilotů. Základy letu [online]; 2010 [cit. 2010-02-15].
Dostupné z WWW:
<http://new.csav.cz/cs/media/download/category/5tutorialy?download=70%3Aazklady-letu>

- [52] http://cs.wikipedia.org/wiki/Specifick%C3%BD_impuls [online]; 2010 [cit. 2010-02-15]
- [53] HANUS, MARŠÁLEK. Turbínový motor. Učební texty pro teoretickou přípravu techniků dopravních letadel dle předpisu JAR-66, Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2004. 207 s. ISBN: 80-7204-369-2.
- [54] KADLEC, Z.: Termomechanika, návody do cvičení. 1.vyd.Ostrava: VŠB-TU,2002. 97 s. ISBN:978-80-248-1736-1
- [55] http://3.bp.blogspot.com/_fuYFqFOuPc4/Si5zvMciiYI/AAAAAAAAAX0/IS-HbywOvmc/s1600-h/2-1+working+cycle+resize.jpg [online]; 2010 [cit. 2010-02-16]
- [56] http://en.wikipedia.org/wiki/Ericsson_cycle [online]; 2010 [cit. 2010-02-17]
- [57] http://en.wikipedia.org/wiki/Brayton_cycle [online]; 2010 [cit. 2010-02-17]
- [58] http://en.wikipedia.org/wiki/M1_Abrams [online]; 2010 [cit. 2010-02-17]
- [59] http://en.wikipedia.org/wiki/Auxiliary_power_unit [online]; 2010 [cit. 2010-02-17]
- [60] POLEDNO. Návrh letadlové energetické jednoty [online]; 2010 [cit. 2010-02-18]
Dostupné z WWW: http://dl.uk.fme.vutbr.cz/zobraz_soubor.php?id=1185
- [61] http://www.tuesfera.com/aviacion/apu/apu.php?action=results&poll_ident=9 [online]; 2010 [cit. 2010-02-19]
- [62] http://www.hamiltonsundstrand.com/vgn-ext-templating-hs/v/index.jsp?ciid=9a7983ea197d5110VgnVCM100000c45a529fRCRD&fromSearch=fromSearch&hsct=hs_news&vgnextoid=16eaaec96b991110VgnVCM1000007301000aRCRD [online]; 2010 [cit. 2010-02-19]
- [63] http://ecampus.nmit.ac.nz/moodle/file.php/1281/Lubrication_Systems/Garrett-GTCP331-500-APU_Colour.jpg [online]; 2010 [cit. 2010-02-19]
- [64] <http://cz.percenta.com/nanotechnologie-lotosovy-efekt.php> [online]; 2010 [cit. 2010-02-20]
- [65] <http://fyzmatik.pise.cz/20076-boj-s-namrazou-na-letadlech.html> [online]; 2010 [cit. 2010-02-20]
- [66] KAMICKÝ, KOLARČÍK. Kompresory [online]; 2010 [cit. 2010-02-20]
Dostupné z WWW: <http://www1.vsb.cz/ke/vyuka/PS/kompresory-skripta.pdf>
- [67] <http://www.walterjinonice.cz/historie-spolecnosti-walter> [online]; 2010 [cit. 2010-02-23]
- [68] <http://www.walterjinonice.cz/turbovrtulovy-motor-m602> [online]; 2010 [cit. 2010-02-23]
- [69] http://www.technicoat.cz/_data/files/Image/content/ener03.jpg [online]; 2010 [cit. 2010-02-24]
- [70] ANSYS, Inc. Theory Reference [online]. 2004 [cit. 2008-10-30].
Dostupný z WWW: http://www1.ansys.com/customer/content/documentation/90/ansys/a_thry90.pdf.
- [71] cs.wikipedia.org/wiki/Latence [online]; 2010 [cit. 2010-04-28]
- [72] www.specialmetals.com/products/inconelalloy718.php ; 2010 [cit. 2010-04-26]
- [73] <http://www.ornl.gov/~webworks/cppr/y2004/pres/117357.pdf> ; 2010 [cit. 2010-03-15]
- [74] sinig.net/m9.pdf; 2010 [cit. 2010-03-15]

[75] www.specialmetals.com/documents/Long%20Term%20Thermal%20Stability%20of%20INCONEL%20Alloys%20718,%20706,%20725,%20783,%20909%20and%20Waspaloy%20at%20593C%20and%20704C.pdf; 2010 [cit. 2010-05-20]

[76] BYUN, FARRELL. Tensile properties of Inconel 718 after low temperature neutron irradiation. *Journal of Nuclear Materials* 318 (2003)292–299; 2010 [cit. 2010-05-25]

[77] ŠESTÁK, RIEGER. Přenos hybnosti, tepla a hmoty. 2.vyd. Praha : Vydavatelství ČVUT, 2001. ISBN 80-01-01715-X

10. Poděkování

Děkuji vedoucímu diplomové práce Ing. Janu Szwedovi, Ph.D. za cenné rady a připomínky při její tvorbě.

Děkuji také Ing. Tomáši Musilovi, Ph.D. za rady a poskytnutý materiál potřebný ke zkompletování diplomové práce.

12. Přílohy

[1] Reklamní prospekt poskytnutý firmou Honeywell - Auxiliary Power Unit

[2] Výkresová částečná dokumentace svařence APU 131 – 9B (Honeywell Confidential and Proprietary)